

福 井 大 学 審 査  
学位論文 [博士 (工学) ]

インフラストラクチャーのヘルスマニタリングに関する研究  
ー機械と構造物への適用ー

2 0 0 9 年 9 月

三上 隆男



# 目 次

## 第1章 序 論

1.1 本研究の背景と目的	1
1.2 本論文の構成	6
第1章の参考文献	6

## 第2章 セラミックガスタービンのポジティブヘルスモニタリング

2.1 緒 言	7
2.2 タービンロータ部の信頼性設計と評価試験	10
2.2.1 ハイブリッドロータ式タービン	10
2.2.2 セラミック動翼植込部形状の最適化	11
2.2.3 ディスクなど金属部品的设计	13
2.2.4 緩衝材の選定	14
2.2.5 セラミック動翼の形状設計	17
2.2.6 セラミック動翼の翼振動	18
2.2.6.1 翼振動について	18
2.2.6.2 翼振動の原因（励振源）	19
2.2.6.3 翼振動応力の予測	22
2.2.6.4 セラミック動翼の固有振動数と振動モード	23
2.2.7 シールダンパ	24
2.2.8 セラミック動翼のスピンテスト	24
2.3 高温静止部品の信頼性評価試験	29
2.3.1 セラミック高温静止部品の信頼性評価手法	29
2.3.2 高速ガス衝突急冷法による熱衝撃評価試験	30
2.3.2.1 評価試験モデル	30
2.3.2.2 評価試験装置	31
2.3.2.3 非定常温度計測システム	32

2.3.2.4	熱伝達率の解析	34
2.3.2.5	熱衝撃試験結果	38
2.3.3	熱サイクル試験装置による熱衝撃評価試験	48
2.3.3.1	評価試験モデル	48
2.3.3.2	評価試験装置	48
2.3.3.3	非定常温度計測システム	50
2.3.3.4	熱伝達率の解析	50
2.3.3.5	熱衝撃試験結果	53
2.4	実機での信頼性評価試験	57
2.5	結 言	61
	第2章の参考文献	64

### 第3章 インフラ構造物のポジティブヘルスモニタリング

3.1	緒 言	67
3.2	光ファイバ変位センサ（SOFO センサ）の計測原理と特長	68
3.2.1	SOFO V システム(静的計測用)	68
3.2.2	SOFO Dynamic システム(動的計測用)	70
3.2.3	SOFO センサの特長	71
3.3	鋼管の熱膨張試験	72
3.4	橋桁の静的載荷試験	73
3.4.1	概要	73
3.4.2	曲率解析	74
3.4.3	橋梁における静的載荷試験	76
3.5	橋桁の動的載荷試験	80
3.5.1	計測項目	80
3.5.2	計測条件	82
3.5.3	試験結果および考察	83

3.6 超高層ビルの柱の軸力モニタリング .....	87
3.6.1 超高層ビルの概要とモニタリングの目的 .....	87
3.6.2 センサの設置 .....	87
3.6.3 SOFO Vによる静的モニタリング .....	88
3.6.4 SOFO Dynamicによる動的計測 .....	99
3.6.5 不整形超高層ビルへの応用 .....	98
3.7 結 言 .....	102
第3章の参考文献 .....	103
第4章 結 論	
4.1 結 言 .....	107
4.2 今後の課題 .....	110
第4章の参考文献 .....	112
本論文の基礎となる発表論文リスト .....	113
謝 辞 .....	115



# 第1章 序 論

## 1.1 本研究の背景と目的

現代社会においては、安全な都市生活を送るためには社会的経済基盤（道路、橋梁、鉄道、建築構造物などの土木構造物）と社会的生産基盤（電気、ガス、水道など）を形成するインフラストラクチャー(略称：インフラ)が長期にわたり安定して稼動することが前提である。後者の社会的生産基盤については、これらを製造・供給するための機械設備（タービン、圧縮機、ポンプなど）が不可欠である。したがって、インフラを支える機械設備も広義のインフラとして捉える必要がある。(Fig. 1.1.1 参照)

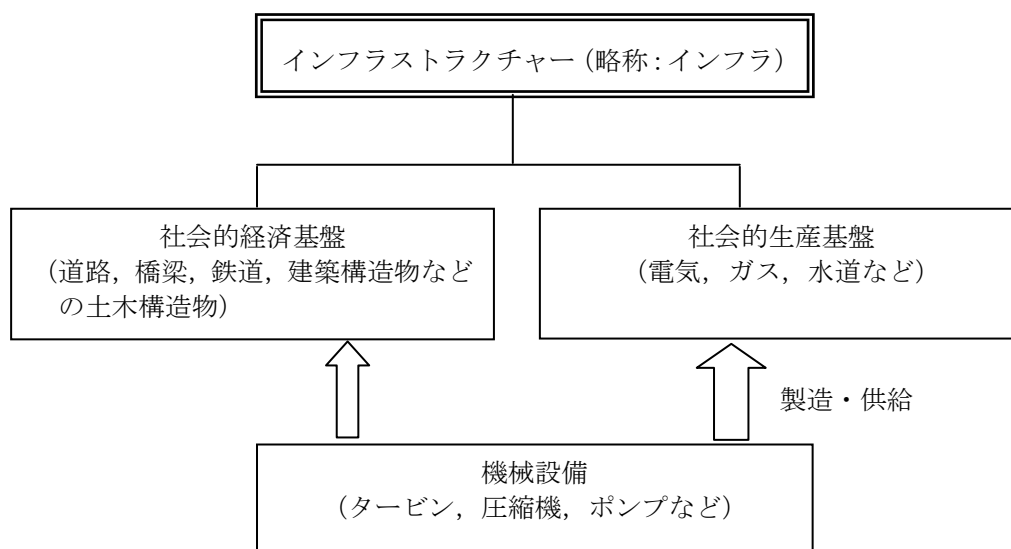


Fig. 1.1.1 Concept of infrastructure

インフラの長期的な健全性を客観的に評価するためには、その構造および機能に対応した適切なセンサを用いて適切な物理量を長期的にモニタリングする必要がある。

機械・構造物などの対象物にセンサを設置してひずみ(応力)、振動、変位などの物理量をセンシングし、その信号を処理・分析して対象物に蓄積された損傷の程度を把握し健全性を判定する技術をヘルスマニタリングと呼んでいる<sup>(1)</sup>。(Fig. 1.1.2 参照)

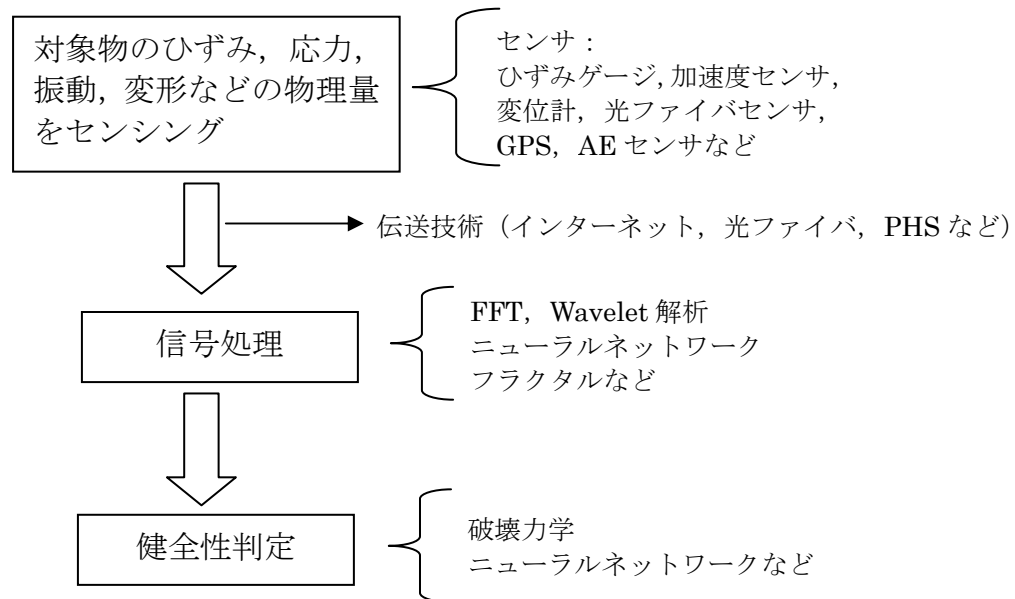


Fig. 1.1.2 Concept of structural health monitoring

1985 年に日本航空のジャンボ機が隔壁破壊により墜落する事故が起きた。運航中に隔壁の応力状態を何らかの方法でモニタリングできれば隔壁の破壊を事前に予知でき、事故を防げた可能性がある。この事故はヘルスモニタリング技術の重要性を認識する原点と言われている。その後、韓国の聖水大橋の崩落事故（1994 年）、高速増殖炉「もんじゅ」の配管からのナトリウム漏洩事故（1995 年）、韓国の三豊百貨店の崩壊事故（1995 年）、ロシアタンカー「ナホトカ号」の日本海での疲労破壊による重油流出事故（1997 年）、米国ミネソタ州のミシシッピ川に架かる橋梁の崩落事故（2007 年）など、大事故が後を絶たない状況であり、ヘルスモニタリングの重要性が世界的に認知されている。

現在、日本国内で実施されている機械設備のヘルスモニタリングの問題点について考える。例えば、現代を代表する巨大プラントの一つである原子力発電プラントは、多数の設備で構成される大規模複雑系であるが、その放射能がもたらす環境への影響の大きさから、安全性や信頼性に対する要求が大きく、システム特性変化（圧力、温度、流量など）を監視して大掛かりなヘルスモニタリングを実施している。これは設備稼働中のシステム全体の監視に重点を置くものであり、システムを構成している機械設備（蒸気タービン、ポンプ、圧縮機など）の信頼性については各メーカーの責任範囲である。一般の機械設備では有限要素法（FEM）をベースとした構造解析や流体解析技術（CFD）の目覚ましい発展により、コンピュータ上で最適設計や信頼性設計



を行うことが可能となっている。ただし、解析は万能ではなく、重要な技術課題に対しては実験による確認が必要である。しかし、世界規模で市場競争が激化しており、開発期間の短縮やコスト削減の目標を達成するため開発段階で信頼性評価試験（実験による確認）を簡略化あるいは省略することが多い。このような風潮に警鐘を鳴らす事故が最近起きている。2006 年 6 月に中部電力浜岡原子力発電所 5 号機の発電用大型蒸気タービンが大きな損傷を起こした。長期間にわたり発電（約 130 万 kW）ができなくなり、中部電力と蒸気タービンのメーカーである H 社は大きな経済的損失を被った。原因は蒸気タービンの翼振動に関する信頼性評価試験が開発段階で十分に実施されていなかったためである。翼振動というターボ機械特有の事象に対する信頼性を実験的に確認しない状態で実プラントに投入して失敗した事例である。

一方、インフラ構造物のヘルスマモニタリングの問題点は、最初から計画的にセンサを設置して実施しているのではなく、異常あるいは劣化が発見されてから後付でセンサを設置し、その後の変状を監視するという消極性である。その理由は、これまでセンサとして使用されているひずみゲージ、変位計、GPS、加速度計などは長期安定性や寿命に問題があり、また、これらのセンサは建設段階で内部（例えばコンクリート柱の中）に埋め込むことが困難なため、センサの組込みを意識した構造設計がなされていないことと、土木分野でのヘルスマモニタリングに対する意識の低さやコストの問題でセンサ設置に消極的になっていることが挙げられる。すなわち、Fig. 1.1.2 のセンシング以前のところで留まっているのが現状である。

しかし、著者はこのような消極的なモニタリングではなく、インフラを支える機械設備の場合は、その設計／開発の上流段階で積極的な信頼性設計と評価試験を行うことにより機械設備稼動中の損傷を防止し、インフラ構造物の場合は、ヘルスマモニタリングを意識した構造設計を行って構造物の建設段階にセンサを設置することによりその健全性を長期的にモニタリングすること（「ポジティブヘルスマモニタリング」と呼ぶ）が必要と考えている。

最初に、インフラを支える機械設備のポジティブヘルスマモニタリングについて考える。インフラを支える機械設備には多くの種類があるが、ガスタービン、ジェットエンジン、蒸気タービン、圧縮機、送風機、ポンプなどのターボ機械は多くの設備で重

要な役割を担っている。インフラを支える機械設備においては、信頼性は最優先の事項である。ターボ機械は高速回転しているため、回転部品が損傷すると損傷部品の飛散、バーストなどの大事故に到る場合が多い。静止部品が損傷した場合でも、その破片が流路に入れば回転部品の損傷原因となり、同様な大事故に到る可能性がある。

ターボ機械の中でも、とくに過酷な環境で供用されるものとしてガスタービンがある。最新の産業用ガスタービンのタービン動翼は全面膜冷却、全面遮熱コーティングが適用され、タービン入口温度：TIT (Turbine Inlet Temperature) は  $1,500^{\circ}\text{C}$  が実現されている。しかしながら、出力規模の小さいガスタービンはタービン翼の冷却が構造的に困難であり、金属部品の強度的な制限から TIT を  $900^{\circ}\text{C}$  以上に上昇させることができないため、300kW 級の小型金属製ガスタービンの熱効率は 15～20% 程度である。この問題を解決しうる有効な方法が、耐熱材料であるセラミックスを採用することである。セラミックスは高温強度に優れた材料であるため、ガスタービンの高温に晒される金属製部品をセラミック部品に置換し、無冷却で TIT を高温化することにより熱効率を大幅に向上できる可能性がある。しかし、セラミックスを構造用部品として適用するためには、セラミックスが優れた高温強度を有する反面、強度のバラツキが大きく脆性破壊挙動を示すことから、従来の金属材料を対象とした設計基準とは異なるセラミック独自の設計基準、信頼性評価技術が必要である。

著者は、TIT： $1,350^{\circ}\text{C}$  でエンジン熱効率：42% 以上を目標とするセラミックガスタービン：CGT を対象として研究を実施した。Fig. 1.1.3 に CGT の開発フローを示す。

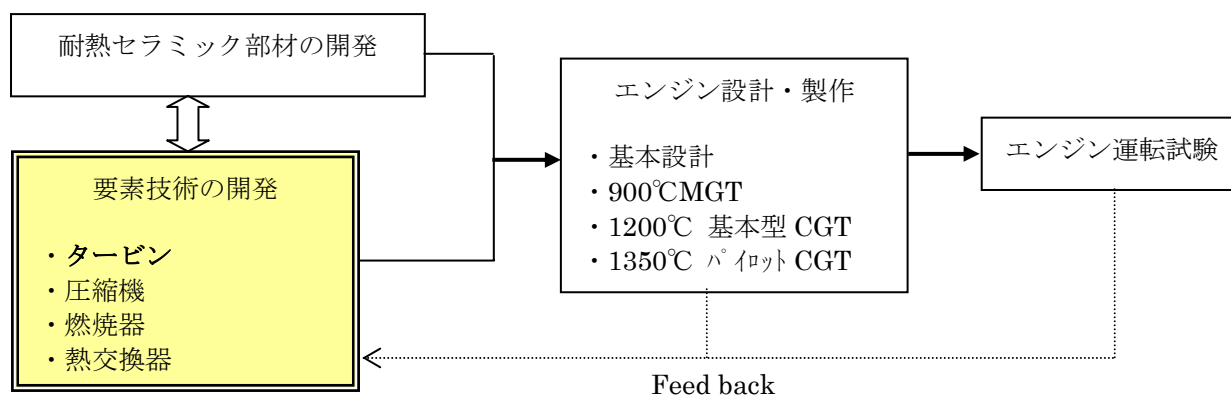


Fig. 1.1.3 Development flow of CGT

開発の上流に耐熱セラミック部材の開発とエンジンを構成する要素の技術開発があり、この段階で最も重要なタービン部の構造信頼性に係わる技術課題に対して徹底的なポジティブヘルスモニタリング（積極的な信頼性設計と評価試験）を実施することにより健全性を確立し、その成果をエンジンの設計・製作に反映し、エンジン運転試験段階での構造信頼性を確保できることを示す。

次に、インフラ構造物のポジティブヘルスモニタリングについて考える。Fig. 1.1.4 にインフラ構造物に対する現状のネガティブなヘルスモニタリングと著者が提案しているポジティブなヘルスモニタリングの比較を示す。

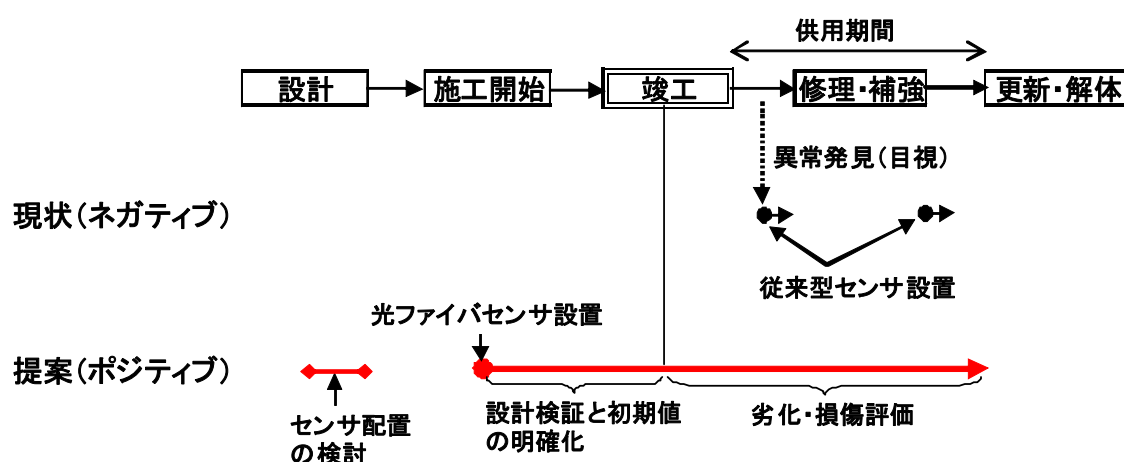


Fig. 1.1.4 Health monitoring of civil structures

現状は、異常が発見されてから、その原因究明や修理・補強後の効果確認のための短期間のヘルスモニタリングであるのに対し、ポジティブヘルスモニタリングでは設計段階からセンサ設置を計画し、施工段階にセンサを設置して構造物がその一生を終えるまでヘルスモニタリングを続け、その間の劣化・損傷をタイムリーに検知する。

インフラ構造物でモニタリングすべき最も重要なパラメータは通常は構造部材の変形であり、高精度で安定なシステムを用いて変形をモニタリングし、その結果を評価する必要がある。前述のように、ひずみゲージに代表される従来型のモニタリング用センサは長期安定性に難があり、また、多くのセンサは構造物の建設段階で内部（例えばコンクリートの中）に埋め込むことが困難である。このような背景の下、近年、光ファイバ変位センサが構造物ヘルスモニタリングの分野で注目を浴びている<sup>(2)~(4)</sup>。

著者はマイケルソン干渉計方式の光ファイバ変位センサの優れた特長に着目し、こ

れをヘルスモニタリング用センサとして橋梁、建築構造物などに適用し、ポジティブヘルスモニタリングに関する研究を実施した。

## 1.2 本論文の構成

本論文は4章で構成されている。

第1章は序論で、本研究の背景、目的について述べるとともに、本論文の構成について記述する。

第2章では、インフラを支える機械設備の代表例としてセラミックガスタービンを採りあげ、その開発で最も重要なタービン部（ハイブリッドロータ式タービンと高温静止部）のポジティブヘルスモニタリングおよびこれらの成果の集大成としての実機エンジン試験の結果について述べる。

第3章ではマイケルソン干渉計方式の光ファイバ変位センサを橋梁、建築構造物などのインフラ構造物に適用し、ポジティブヘルスモニタリングに関する研究を実施した結果について述べる。

第4章は結論で、第2章と第3章の研究で得られた知見について総括するとともに、今後の課題について述べる。

## 第1章の参考文献

- (1) 山本 鎮男・編著,「ヘルスモニタリングー機械・プラント・建築・土木構造物・医療の健全性監視」, 共立出版 (1999)
- (2) Jean-Armand Calgaro, Roger Lacroix 著・日本構造物診断技術協会 監修・訳「橋の診断と補修」, 山海堂 (2002)
- (3) Fu-Kuo Chang 監修 “STRUCTURAL HEALTH MONITORING 2003” Proceedings of the 4<sup>th</sup> International Workshop on Structural Health Monitoring, Stanford University, Stanford, CA (2003)
- (4) B. Glisic, D. Inaudi, “FIBRE OPTIC METHODS FOR STRUCTURAL HEALTH MONITORING”, John Wiley & Sons, Ltd (2007)

## 第2章 セラミックガスタービンのポジティブヘルスマonitoring

### 2.1 緒言

ガスタービンはインフラを支える機械設備の中でもとくに重要な役割を担っている。ガスタービンは小型軽量であり、NO<sub>x</sub> 排出・騒音などの低減による地球環境の保全を可能とする原動機として期待されるところが大きい。とくに、大型ガスタービンでは、タービン翼などに高度な冷却技術を適用することによりタービン入口温度：TIT (Turbine Inlet Temperature) を耐熱合金の耐用温度以上に上昇させ、熱効率の向上が図られてきたのに対して、小型ガスタービンではこのような技術を適用することが困難であることから熱効率が比較的低く、産業用原動機としての適用が限られているという問題点があった。

このような課題に対して、通商産業省（現経済産業省）工業技術院のムーンライト計画（後にニューサンシャイン計画）の一環として、耐熱セラミックスをガスタービン高温部に適用することにより、従来より高効率で環境適合性に優れた産業用小型セラミックガスタービン（CGT301）を開発するプロジェクトが新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）より委託されて実施された<sup>(1)~(5)</sup>。

本プロジェクトの最終目標はガスタービンの高温部にセラミックスを適用し、TIT：1,350℃でエンジン熱効率：42%以上を達成するというものである。

CGT の開発・実用化により以下の効果が期待される。

#### ①省エネルギー効果

CGT の実用化により、コージェネレーションシステムの大幅な省エネルギー効果が期待できる。さらに、産業用への普及により広範な省エネルギー化が進む。

#### ②環境改善効果

ガスエンジン、ディーゼルエンジンなどに比較して、NO<sub>x</sub>、CO、ばい塵などの排出量が極めて少なく、また、大幅な省エネルギー化に伴い CO<sub>2</sub> の排出量も大幅に低減でき、地球温暖化対策への寄与も著しい。

#### ③燃料多様化効果

ガスタービンは連続燃焼方式を採用しているため、燃料に関して弾力的な対応が可

能であり、天然ガスなどの石油代替エネルギーを用いる熱機関として期待できる。

#### ④関連産業に与える効果

セラミックスはその優れた機能から広範な分野の構造材料への適用が期待でき、今後、その適用範囲がますます拡大することが見込まれる。セラミックスは優れた機能を有するものの、壊れやすいとの印象が一般的である。使用環境の厳しい CGT への適用可能性が認められることにより、セラミックスの信頼感が著しく向上し、発電プラント、産業機械、自動車など各種機械装置の高度化、さらには新商品の導入や市場創出により関連産業の活性化をもたらす。

CGT301 は 300 kW 級コージェネレーション用再生式 1 軸セラミックガスタービンであり、その概念図を Fig. 2.1.1 に示す。また、Table 2.1.1 に CGT301 の主要目を示す。

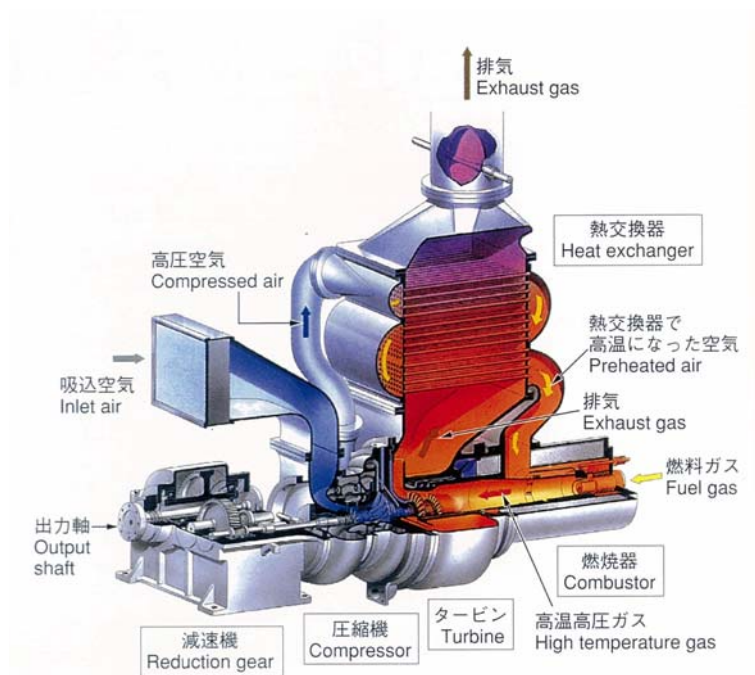


Fig. 2.1.1 Conceptual drawing of CGT301

組立断面図および主要なセラミック部品を Fig. 2.1.2 に示す。セラミックスはタービン動・静翼、燃焼器、高温ガス通路部品などに適用されている。特徴は、単缶型の燃焼器を回転軸と同軸上に配置することにより、高温ガス通路部などのセラミック部品の小型化および軸対称化を図り、製造・加工を容易にしている。回転部については、定格点の効率、負荷変動時の回転安定性の観点から 1 軸式としている。



Table 2.1.1 Specifications of CGT301

Items			
Engine Type			Single-Shaft, Recuperated
Maximum Power	kW		300
Dimension	mm		1,200L× 500W ×700H
Compressor	Type		Axial+Centrifugal Type
	Diameter	mm	φ 113 / φ 205
	Rated Speed	rpm	56,000
Turbine	Type		Axial Type, Two Stage
	Diameter	mm	φ 162 / φ 169
	Rated Speed	rpm	56,000
Combustor	Type		Single Can Type
	Dimension	mm	φ 120 / φ 160D×400L
Governor Type			Electronic

Items			
Turbine Inlet Temperature	℃		1,350
Output Power	kW		300
Thermal Efficiency	%		42
Exhaust Emissions			Regulatory Value
Compressor Pressure Ratio			7.3
Air Flow Rate	kg/s		0.941
Compressor Efficiency	%		81.5
Turbine Efficiency	%		87.5
Combustion Efficiency	%		99
Heat Exchange Efficiency	%		84.5
Air Leakage	%		4.5
Mechanical Efficiency	%		98
Pressure Loss of Combustor	%		3
Pressure Loss of Hex.(Air Side)	%		2
Pressure Loss of Hex.(Gas Side)	%		3
Pressure Loss of Exhaust Diffuser	%		1.7
Pressure Loss of Air Leakage	%		0.5
Pressure Loss of Exhaust	%		0.7

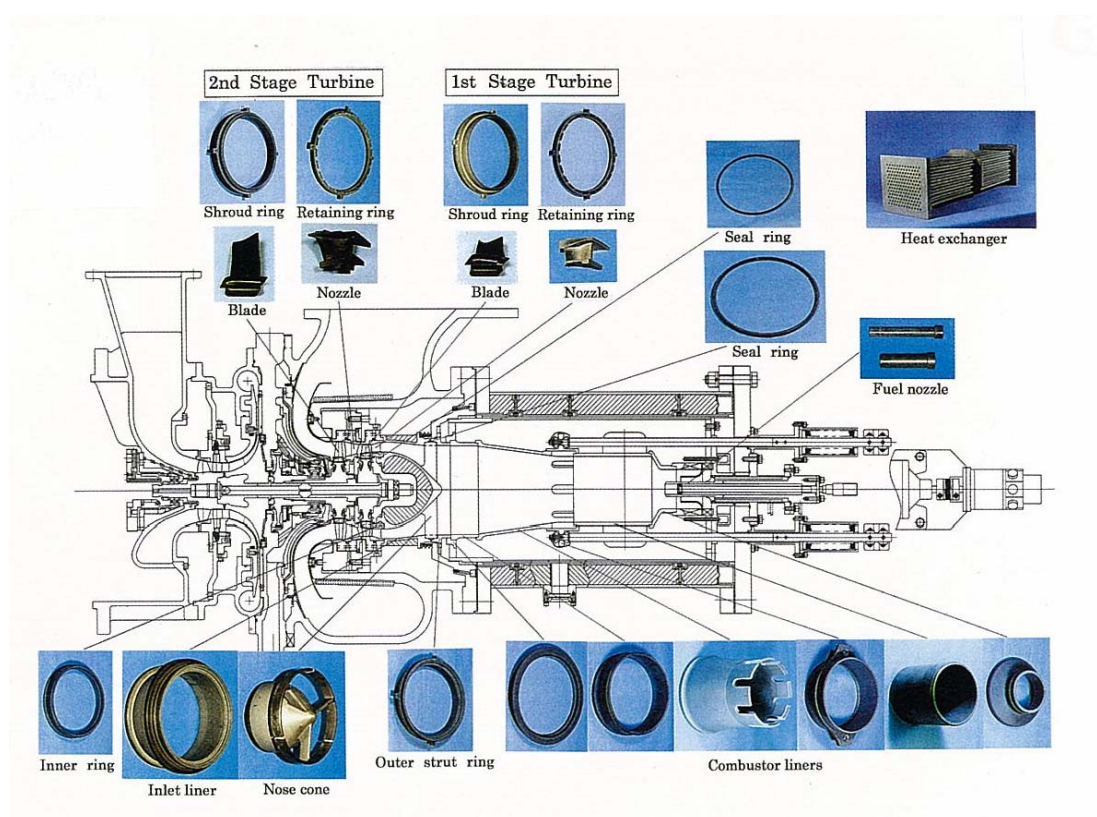


Fig. 2.1.2 Ceramic components for CGT301

中枢部であるタービンは軸流式とし、かつ、セラミック動翼を金属ディスクに植込む方式（ハイブリッドロータ式）を採用した。本方式については、1970 年代から欧米の CGT プロジェクトで研究開発が進められたが、成功例がない。しかし、本プロジェクトではガスタービンの将来の大型化の可能性を重視し、あえて技術的に多くのブレイクスルーが必要なハイブリッドロータ式を開発することとした。

本章ではプロジェクトの最重要課題であるタービン部（ハイブリッドロータ式タービン，高温静止部品）のポジティブヘルスモニタリングおよびそれらの成果を結集した実機エンジン試験の結果について述べる。

## 2.2 タービンロータ部の信頼性設計と評価試験

### 2.2.1 ハイブリッドロータ式タービン

軸流タービンの構造としては、ハイブリッドロータ形と一体形の 2 種類がある。Fig. 2.2.1 に両者の比較を示す。セラミック部品を小形化すること、将来の大型エンジンへの適用などを考慮して、CGT301 はハイブリッドロータ形を採用した。小形化することによりセラミック部品の有効体積（(2.15) ～ (2.17) 式参照）が小さくなり、平均強度が高まるからである。

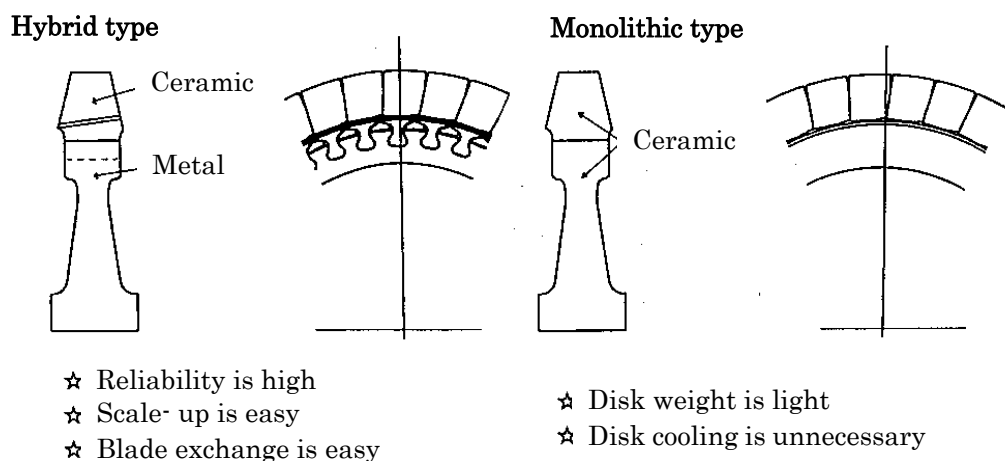


Fig. 2.2.1 Typical structures of an axial flow turbine



## 2.2.2 セラミック動翼植込部形状の最適化

セラミック動翼は焼結体であるため、形状公差は金属製動翼に比べて大きい。また、セラミック材料は塑性変形しないため、局所的なピーク応力が許容値を超えると即時破壊に到るものと考えられる。そのため、動翼植込部の形状は応力集中係数： $\alpha$  (Fig.2.2.3 参照) を小さくし、ピーク応力を許容値以下にする必要がある。

植込部形状の最適化のため、以下のように FEM (汎用構造解析プログラム：MSC/NASTRAN) による 2 次元接触応力解析を行った。

植込部の形状として代表的な形状であるダブテイル形とクリスマスツリー形について解析を行った。その結果、後者の場合は形状公差に起因する初期すきまなどを考慮すると最悪ケースでは  $\alpha$  が理想状態 (接触面間の初期すきまがゼロ) に比べて 1.7 倍になり実用的でないことが明らかとなり、ダブテイル形を採用することとした。

Fig. 2.2.2 にダブテイル形植込部の初期すきまが  $\alpha$  に及ぼす影響について解析した結果を示す。最悪ケースの Case 4 でも  $\alpha$  は理想状態 (Case1) の 1.12 倍程度であり、ダブテイル形はセラミック動翼の植込部に適した形状であることが示された。

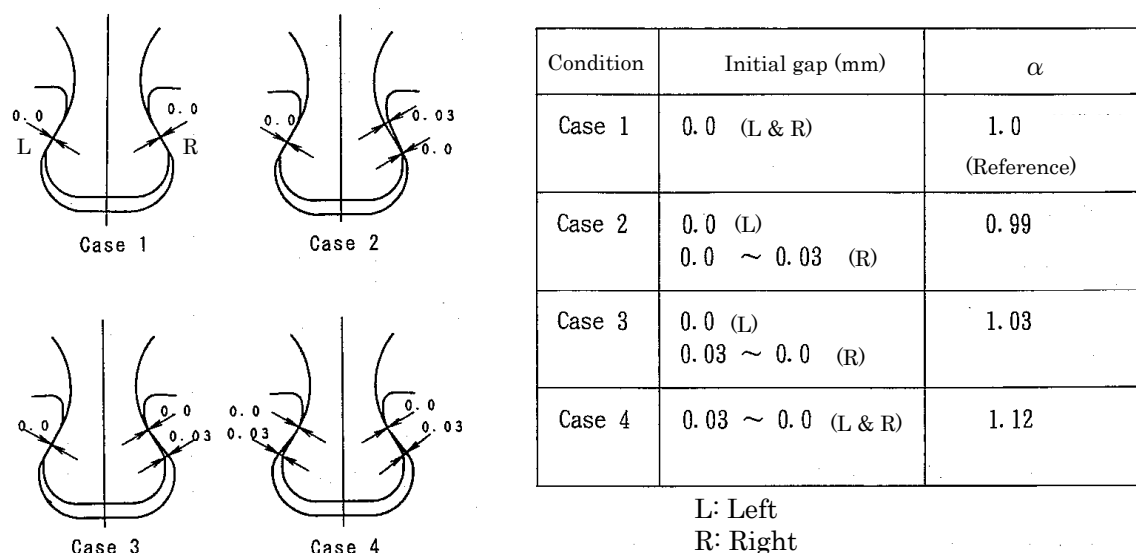


Fig. 2.2.2 Effect of initial gaps between blade dovetail and disk groove

タービン動翼植込部が金属ディスクと理想的に接触している場合 (Fig.2.2.2 の Case 1 の状態)、 $\alpha$  に関与するパラメータを Fig. 2.2.3 に示す。

これらのパラメータを変化させ、FEM で  $\alpha$  を解析した。 $\alpha$  を低減するには、 $\theta$ 、

$\rho_1/b$ 、 $b/m$  を適切な値に選ぶことが重要であるが<sup>(6)</sup>、一つのパラメータを変えると、それに付随して他のパラメータも変化するので、各パラメータ単独で  $\alpha$  に及ぼす影響を評価することは困難である。FEM 解析を繰り返し、最終的に Fig. 2.2.4 に示す最適化形状 (Design 3) を得た。ダブテイル角： $\theta = 60^\circ$ 、ロングシャンク ( $L_3$  が長い) の採用などにより、 $\alpha$  を 3.0 から 2.0 に低減することができた。

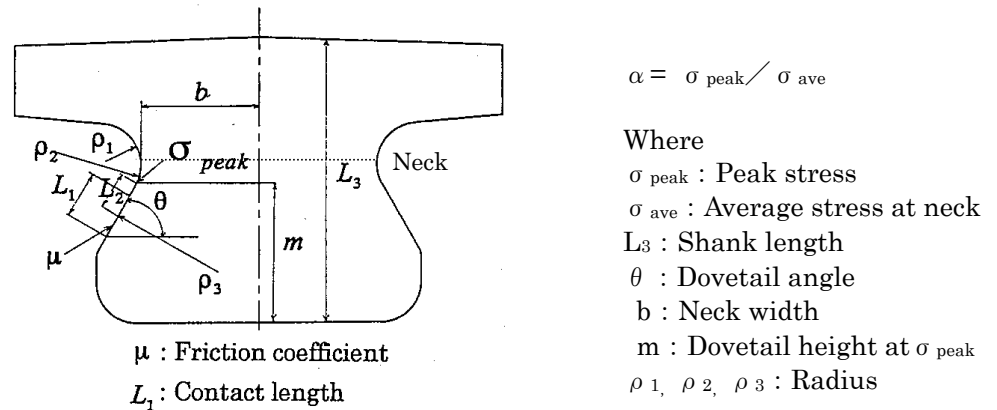
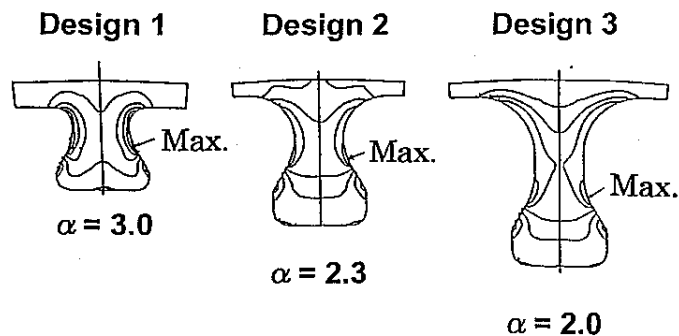


Fig. 2.2.3 Parameters relating to stress concentration of dovetail



$\alpha$  : Stress concentration factor

Fig. 2.2.4 Designs of dovetail

Fig. 2.2.5 にこの最適化形状に対する応力分布図を示す。左右対称なため、1/2 モデルで表示している。セラミック動翼と金属ディスク間の摩擦係数： $\mu$  の影響については 4 ケース ( $\mu = 0.0, 0.15, 0.3, 0.5$ ) の解析を行った。その結果、Fig. 2.2.6 に示すように代表的な断面：A, B, C の中で最もピーク応力の高い断面：A (危険断面) ではほとんど  $\mu$  の影響を受けないことがわかった。ただし、接触面に近い断面：B, C では  $\mu$  が大きいほどピーク応力は高くなった。

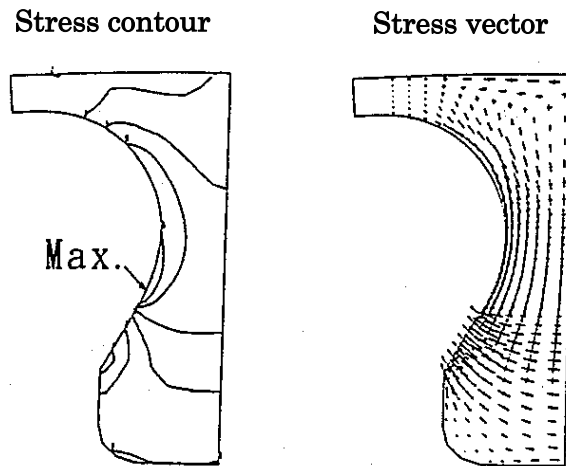


Fig. 2.2.5 Stress distribution of an optimized dovetail

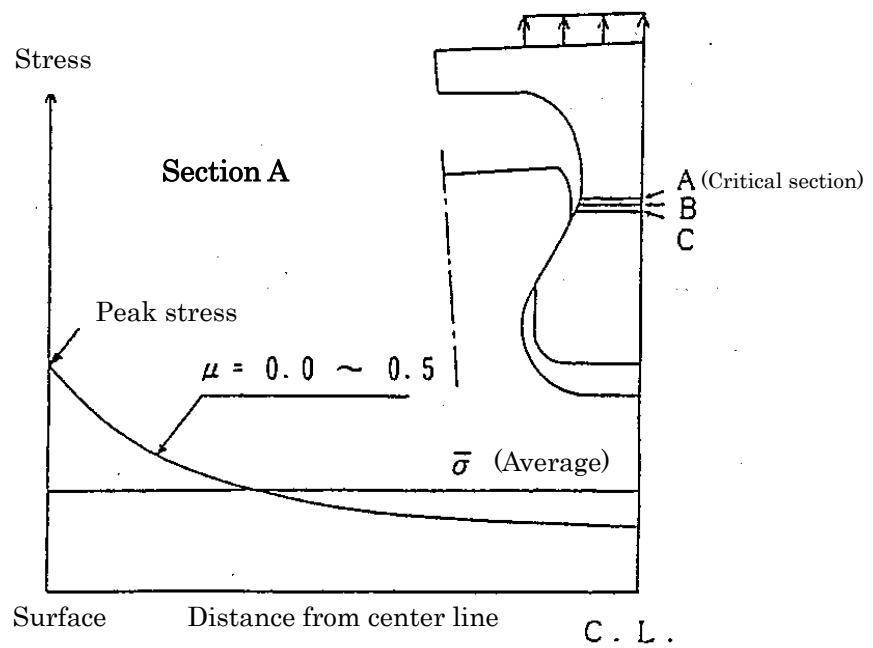


Fig. 2.2.6 Effect of friction coefficient between blade dovetail and disk groove on peak stress

### 2.2.3 ディスクなど金属部品の設計

CGT301 のタービン部の構造を Fig. 2.2.7 に示す。セラミック動翼を支える金属ディスクおよび動翼の抜け止板 (Stopper plate) は高速で回転し、しかも高温に晒され

るため強度的に厳しい状態にある。抜け止板はディスクの負担を軽減するためにボルトレスでディスクに固定する方式とした。ディスクおよび抜け止板の形状は3次元FEM解析により最適化を行った。ディスク溝部の形状は Fig. 2.2.4 の最適化植込部形状 (Design 3) に対応するものとした。

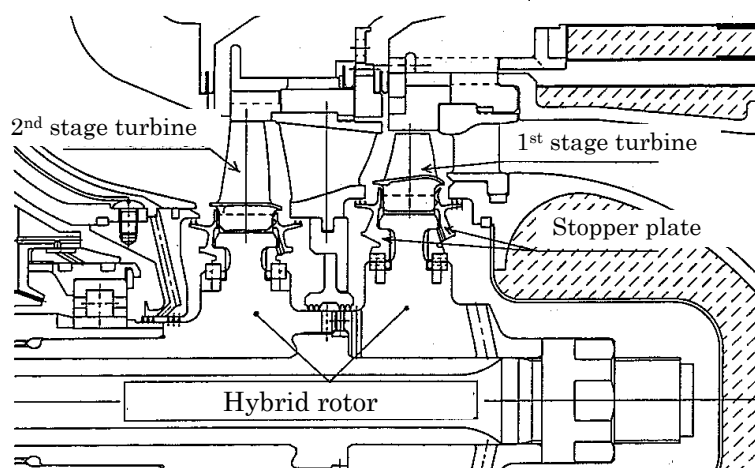


Fig. 2.2.7 Structure of turbine portion of CGT301

#### 2.2.4 緩衝材の選定

セラミック動翼および金属ディスクの形状並びに加工精度に起因するダブテイル部での片当たりを緩和するため、Fig. 2.2.8 に示すようにセラミック動翼とディスク間に緩衝材を挿入した。Pt、Co、Ni などの候補材について引張試験（常温および高温）、スピンテストなどの評価試験を行い、Ni 基合金箔（厚さ：0.10~0.15mm）を選定した<sup>(7)(8)</sup>。

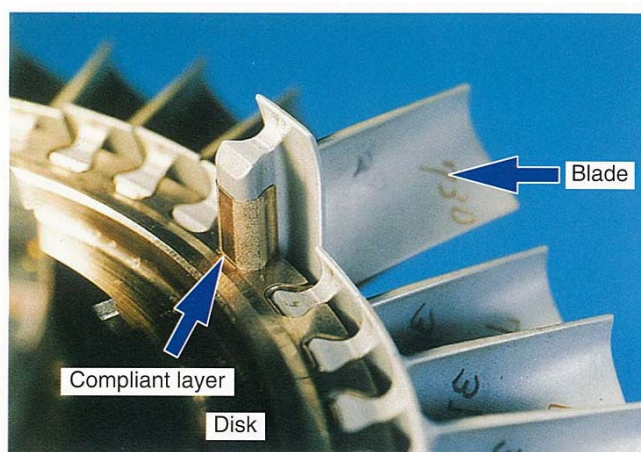


Fig. 2.2.8 Compliant layer for ceramic turbine blade

Fig. 2.2.9 に常温引張試験の状況を示す。セラミック製のダブテイルモデルに 10 枚のひずみゲージを貼り、引張の軸力を負荷し、左右の応力の違い（応力不均一率）から緩衝効果を評価した。Fig. 2.2.10 に 2 種類の緩衝材の厚さと応力不均一率との関係を示す。厚さが  $50\ \mu\text{m}$  以上であれば十分な緩衝効果を有していることがわかる。

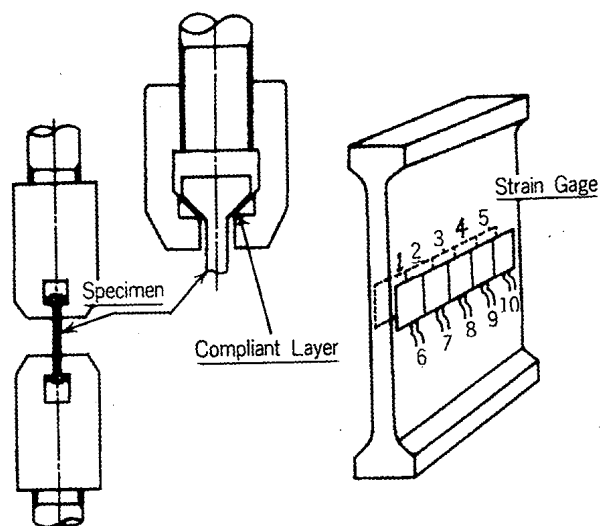


Fig. 2.2.9 Schematic view of tensile testing for compliant layer

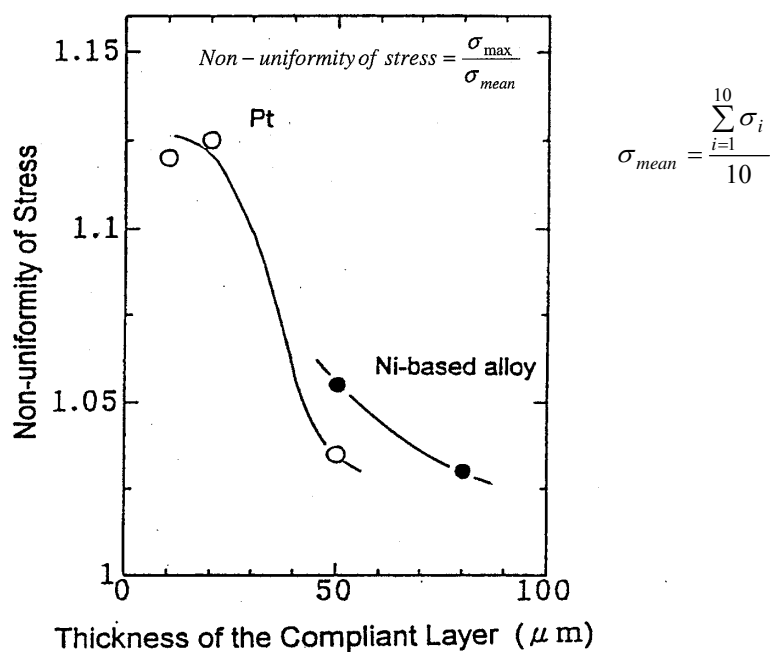


Fig. 2.2.10 Effect of compliant layer thickness on stress non-uniformity

さらに、真空スピントスターを利用して高速回転中における緩衝効果の確認試験も実施した。Fig. 2.2.11 に示すようにディスクにセラミック動翼（2枚）を装着し、テレメータシステムにより高速回転中のディスク表面の応力を計測した。A 点と B 点は片当たりがなければ周期対称性により同じ応力となるが、片当たりがあると応力差が生じる。Fig. 2.2.12 に試験結果の一例を示す。緩衝材（Pt 箔）の挿入により A 点と B 点の応力差が約 40%に減少した。このように緩衝材の装着により片当たりの影響が低減されることが明らかになった。

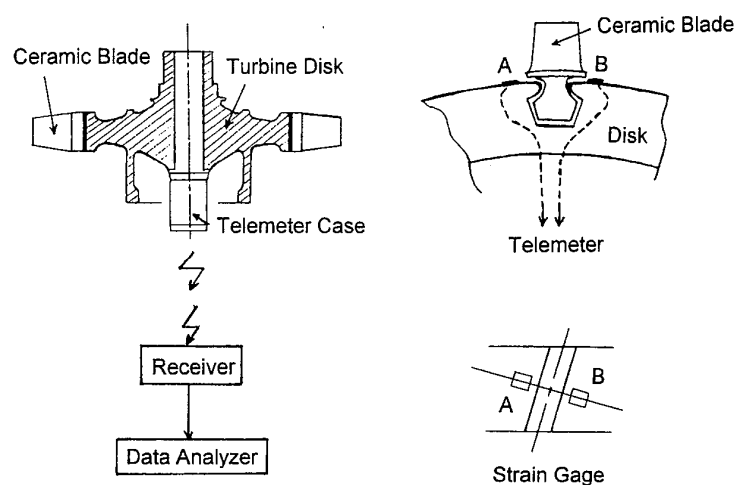


Fig. 2.2.11 Telemetry system for the measurement of non-uniform contact

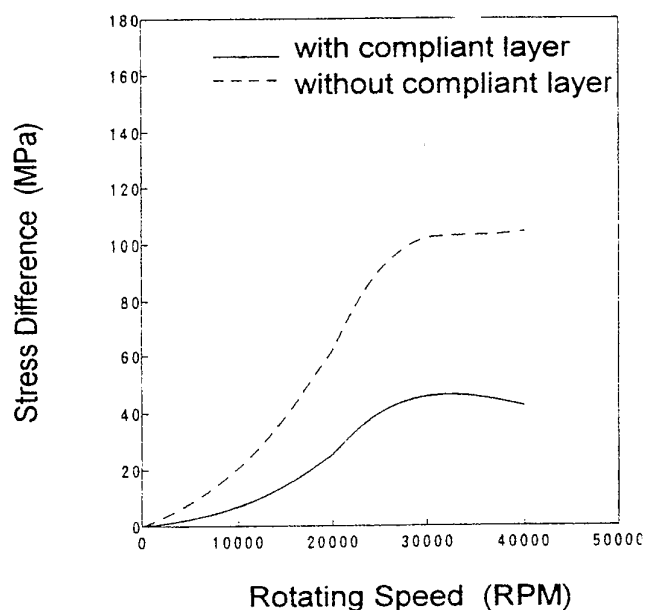


Fig. 2.2.12 Result of non-uniform contact measured by the telemetry system

### 2.2.5 セラミック動翼の形状設計

動翼は以下のようにダブテイル部を Fig. 2.2.4 の最適形状に保ったまま、翼面、プラットフォーム形状を段階的に変え、各段階で FEM による詳細な応力解析を行った。

ステップ 1・・・2 次元翼（プラットフォーム：平面）

ステップ 2・・・3 次元翼（プラットフォーム：傾斜平面）

ステップ 3・・・3 次元翼（プラットフォーム：曲面，スカート付き）

これらの応力解析は、オフセット量（翼面の積重線とダブテイル中心線との距離）を種々に変えて行い、最大応力をできる限り低減させた。Fig. 2.2.13 にステップ 3 における高圧段動翼の応力解析結果を示す。

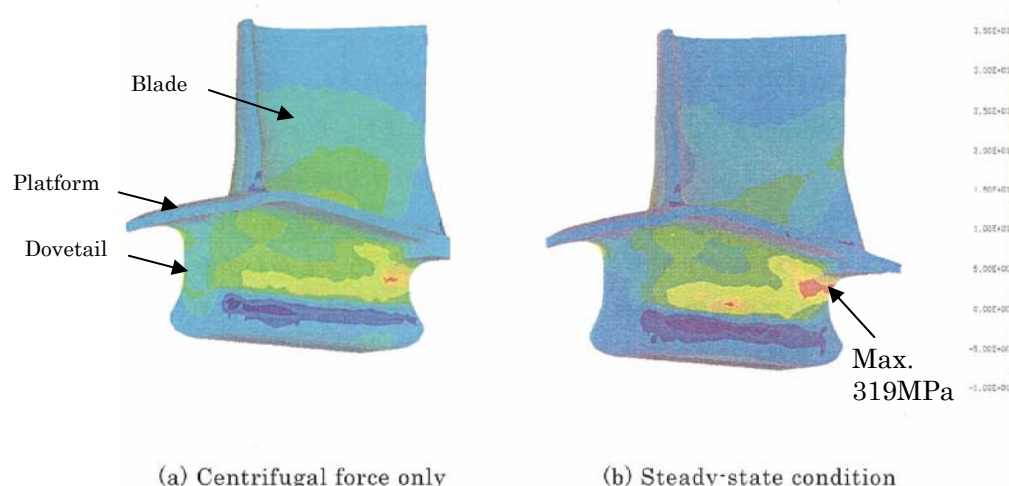


Fig. 2.2.13 Stress distribution of the 1<sup>st</sup> stage ceramic turbine blade (Step 3)

定常および非定常熱応力についても詳細な解析を行い、動翼の実働運転状態における応力を求めて、セラミックス特有の設計基準<sup>(9)(10)</sup>により評価した。本設計基準では、セラミックスの強度を確率変数として取扱い、部材全体の破壊確率をある許容値以下におさめることにより強度を保証する。部材の強度分布は 2 母数ワイブル分布にしたがうとし、時間依存破壊に対しては内在欠陥の slow crack growth (SCG)における静疲労および繰り返し疲労による強度低下を仮定している。

具体的には、セラミック部品の許容応力： $\sigma_{\max}$  は次式を満足するように設定されている。

$$\sigma_{\max} \leq \frac{1}{K_0} \frac{S_u \text{ (or } S_t)}{K_1 \beta \gamma} \quad (2.1)$$

ここで、 $\beta$ 、 $\gamma$  はそれぞれ応力勾配および高応力部の広がりに関する設計係数であり、 $V_{ref}$  を  $1 \text{ mm}^3$  としたとき、 $\beta \gamma = V_e \frac{1}{m}$  で計算できる。(ただし、 $V_{ref}$  : 基準体積、 $V_e$  : 有効体積、 $m$  : ワイブル係数である。詳細は 2.3.2.5 項を参照。)

$K_0$  はワイブル分布と実際との差異や応力解析における誤差などを安全側に吸収する基本安全係数である。 $K_1$  は機器の重要度より決まる安全率である。 $S_u$  はそれ以下の応力で破壊しない確率が 99% 以上の応力として定義され設計最小強度と呼ばれ、材料の 4 点曲げ試験より求めた平均強度を基準体積 ( $V_{ref} = 1 \text{ mm}^3$ ) の引張り強度に換算し、それを材料強度のバラツキを表す設計係数 ( $m$  の関数で 1.5~2.0 の値) で除したものである。 $S_t$  は設計最小時間強度であり、材料の設計疲労曲線に設計寿命をあてはめることによって求められる。

一例として、日本特殊陶業(株)のセラミック材料(EC-152)を高圧段動翼に適用すると、時間依存型破壊の防止を保証するためには、例えば  $t = 20$  時間の場合、 $K_0 = 1.3$ 、 $K_1 = 1.2$  とすれば、(2.1)式から  $\sigma_{\max} \leq 400 \text{ MPa}$  となる。Fig. 2.2.13 の最大応力 319 MPa はこれを十分満足している。

## 2.2.6 セラミック動翼の翼振動

### 2.2.6.1 翼振動について

ターボ機械に特有な振動問題として翼振動がある。翼 (Blade または Vane) とは、タービンや圧縮機の動翼 (Rotor blade) および静翼 (Nozzle vane または Stator vane) の総称である。静翼の翼振動はほとんど問題になることはないが、動翼の翼振動はしばしば問題になる。

翼振動はターボ機械の開発において、必ずと言って良いほど問題となる厄介な事象である。動翼は高速で回転しており、もし、翼振動によりクラックが発生すると動翼が飛散するような大事故になるおそれがある。そのため、開発段階で翼振動の予測と計測を実施し、安全性の確認を行うことが望ましい。



タービンと圧縮機とでは流れの違い（増速流と減速流）などにより翼振動のメカニズムが相違する面もあるが、基本的なメカニズムは共通である。

タービンはガスの流れ方向の違いにより、軸流式とラジアル式がある。軸流式は流量が大きく高出力であること、段を重ねて任意の圧力降下が得られること、およびタービン効率が高いなどの理由でジェットエンジン、ガスタービン、船用大型過給機などに広く使用されている。CGT301 は 2 段軸流タービン構造を採用している。

#### 2.2.6.2 翼振動の原因（励振源）

軸流タービンは圧縮機などを駆動するための動力を発生する役割を有する。タービンは燃焼器で発生した高温ガスを低圧／低温に膨張させて動力を得るが、その際にタービン動翼は高速で回転する。翼端部スピードは CGT301 の高圧段動翼で 475m/s であるが、小型ターボチャージャでは 500m/s を越える。TIT はジェットエンジンの場合、通常、850℃～1700℃である。タービンは、通常、複数の段で構成され Fig. 2.2.14 に示すように各段は静翼列（ノズル）と動翼列から成る。

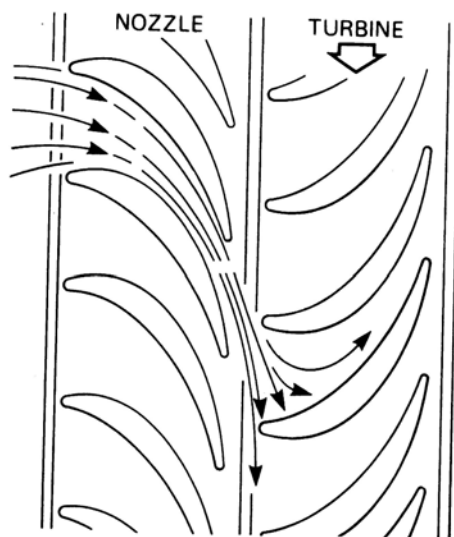


Fig. 2.2.14 Flow through turbine nozzle guide vanes

動翼はノズルから流出するガスにより駆動されるため、動翼入口でノズル枚数分の流速分布（Nozzle wake と呼ぶ）ができ、ノズル通過周波数：NPF（Nozzle Passing Frequency）が発生する。すなわち、1 枚の動翼に着目すると、1 回転の間にノズル枚数分の NPF を受けることになる。タービンの回転数上昇とともに動翼が受ける NPF

も増加していくが、動翼の持つ固有振動数と NPF（正確には調和成分も含むので NPF の整数倍）が一致すると共振状態となり、時として大きな振動応力を発生する。Nozzle wake は翼振動の原因であり、励振源といわれる。

ここで、Fig. 2.2.15 に示すように粘性減衰をもつバネ質量系が加振力：  $F_0 \sin \omega t$  で強制振動（1 自由度系）させられる場合について、共振現象を考察する<sup>(11)</sup>。

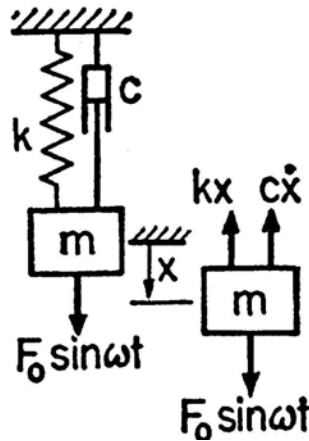


Fig. 2.2.15 Forced vibration model with viscous damping (one degree of freedom)

粘性減衰( $c$ )を仮定すると、バネ質量系の運動方程式は

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} + c \frac{dx}{dt} + kx = F_0 \sin \omega t \quad (2.2)$$

この方程式の解は過渡解を無視すると定常解のみが残り、

$$x = X \sin(\omega t - \phi) \quad (2.3)$$

ここに、 $X$ は定常振動の振幅で、 $\phi$ は位相角である。

$X$ および $\phi$ は(2.3)を(2.2)に代入することにより次の結果が得られる。

$$X = \frac{F_0}{\sqrt{(k - m\omega^2)^2 + (c\omega)^2}} \quad (2.4)$$

$$\tan \phi = \frac{c\omega}{k - m\omega^2} \quad (2.5)$$

検討を容易にするため、以下の量を導入して定常解を無次元化する。

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} = \text{不減衰固有振動数}(\text{rad/s})$$

$$\zeta = \frac{c}{c_c} = \text{減衰比率}$$

$$c_c = 2m\omega_n = \text{限界減衰係数}$$

$$X_0 = F_0/k = \text{定常的な力: } F_0 \text{ によるバネ質量系の振動数ゼロの時のたわみ}$$

そこで、 $X$ および $\phi$ の無次元形式は次のようになる。

$$\frac{X}{X_0} = \frac{1}{\sqrt{\left[1 - \left(\frac{\omega}{\omega_n}\right)^2\right]^2 + \left(2\zeta \frac{\omega}{\omega_n}\right)^2}} \quad (2.6)$$

$$\tan \phi = \frac{2\zeta \frac{\omega}{\omega_n}}{1 - \left(\frac{\omega}{\omega_n}\right)^2} \quad (2.7)$$

$X/X_0$ は振幅倍率と呼ばれ、振動数比 $\omega/\omega_n$ および減衰比率 $\zeta$ のみの関数である。図示すればFig.2.2.16のようになる。 $\omega/\omega_n = 1.0$ の時、すなわち加振力(励振力)の振動数と系の固有振動数が一致した時に $X/X_0$ は最大になり、この状態が共振である。図から $\zeta$ が振幅倍率と位相角に大きな影響を及ぼしていることがわかる。

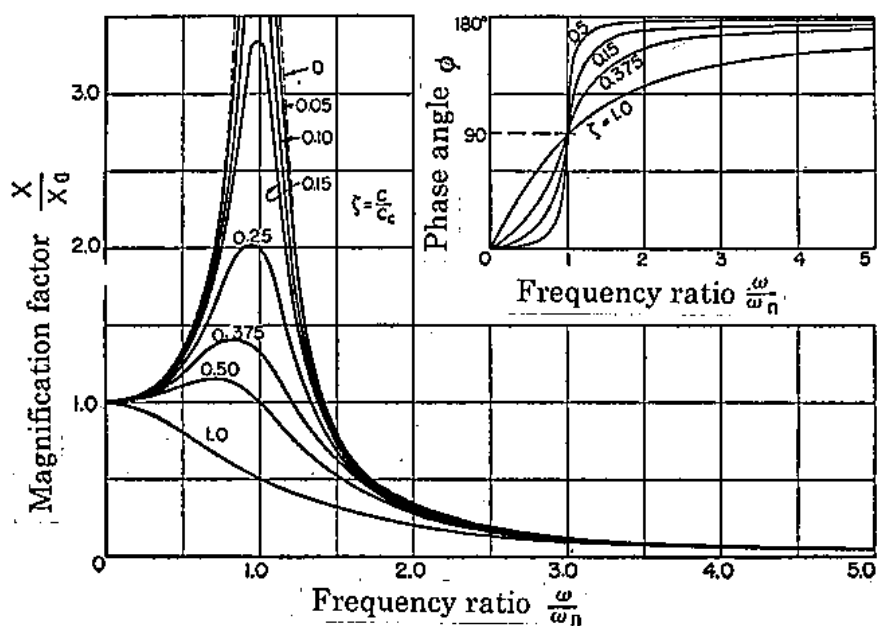


Fig. 2.2.16 Diagrams for equation (2.6) and (2.7)

タービン動翼は分布質量を有する多自由度振動体である。したがって、翼振動は流体励振力が作用する多自由度強制振動問題であるが、共振のメカニズムは上述の1自由度系と同様である。

翼振動の励振源は上述の Nozzle wake だけでなく、ストラット（支柱）の Wake、タービン入口の不均一流れ（Inlet distortion）などがあるが、タービン動翼の直前に位置する静翼の Nozzle wake による励振力（NPF）が最も強い。

### 2.2.6.3 翼振動応力の予測

1次曲げモードの振動応力は次式により簡易的に計算することができる<sup>(12)(13)</sup>。

$$\sigma_v = \frac{\pi}{\delta} H_n S_n \sigma_{bs} \quad (2.8)$$

ここで、 $\sigma_v$ 、 $\delta$ 、 $H_n$ 、 $S_n$ 、 $\sigma_{bs}$  はそれぞれ、振動応力、対数減衰率、共振応答係数、スティミュラス（励振率）、翼根部の静的曲げ応力である。

対数減衰率： $\delta$ は重要な値であり、この値のとり方によって振動応力は大きく変化する。 $\delta$ は材料減衰、構造減衰、空力減衰の和であり、近似的に $\delta = 2\pi\zeta$ と表せる。軸流タービンで0.01程度、ラジアルタービンで0.004程度といわれている<sup>(14)(15)</sup>。ラジアルタービンの方が小さい理由は、軸流タービンのような翼の植込み部がなく構造減衰が少ないためと考えられる。軸流タービンでは積極的に構造減衰を付与するために、メカニカルダンパを挿入することが多い。摩擦による減衰効果を利用したもので、レーシングワイヤ、バッフル型ダンパ、インテグラルシュラウドなどがある。なお、ラジアルタービンにはダンパは適用されていない。タービンの大きさが小さく、ダンパ装着が困難なためである。

$H_n$ は動的曲げモーメントと静的曲げモーメントの比であり、翼を矩形断面の梁と仮定すると、1次曲げモードの場合、0.89である<sup>(12)</sup>。実翼の場合は形状が複雑なため簡易的な解析は困難で、FEMによる振動応答解析で求める。

$S_n$ は変動力の平均力に対する比であり、励振力の強さを表すものである。NPF励振の場合、最大でも0.2程度といわれているが<sup>(13)</sup>、タービンの設計フィロソフィー（反動度など）および負荷変動などによる流れの状況によって変化する。

$\sigma_{bs}$  はタービン出力から翼 1 枚当たりのガス曲げ力が計算できるので、それが容易に求めることができる。

設計の実務としては、(2.8)式によって共振点における振動応力を計算し、それが許容応力内にあることを確認している。しかし、高次モードやねじりモードの共振の場合は、簡易式による予測は不可能である。近年、CFD と FEM による翼の流れ解析や振動応答解析技術が進んでおり、低次モードに対しては共振応力レベルをまずまずの精度で予測できるようになっているが、高次モードについては実測値とは大きな差があるのが実情である<sup>(16)</sup>。

#### 2.2.6.4 セラミック動翼の固有振動数と振動モード

(2.8)式を CGT301 のセラミック動翼に適用すると、セラミックスは金属材料に比べて材料減衰がおよそ 1 桁小さいため、振動応力は非常に大きくなる。したがって、共振を避けることが望ましい。運転回転数範囲内における共振の有無を確認するため、FEM により振動解析を行った。Fig. 2.2.17 に高圧段動翼の解析結果と実測値（インパルス法）の比較および振動モード（ホログラフィ法）を示す。

この結果、固有振動数のバラツキなどを考慮すると、定格回転数で 1 次曲げモードと回転 12 次との共振 ( $56,000/60 \times 12 = 11,200 \approx 11,708 \text{ Hz}$ ) の可能性があることがわかった。高次の共振であり、また、NPF 励振ではないので、励振力は小さいと考えられるが、翼振動に対する信頼性をより向上させるために次項で述べるシールドンパを動翼に装着することにした。

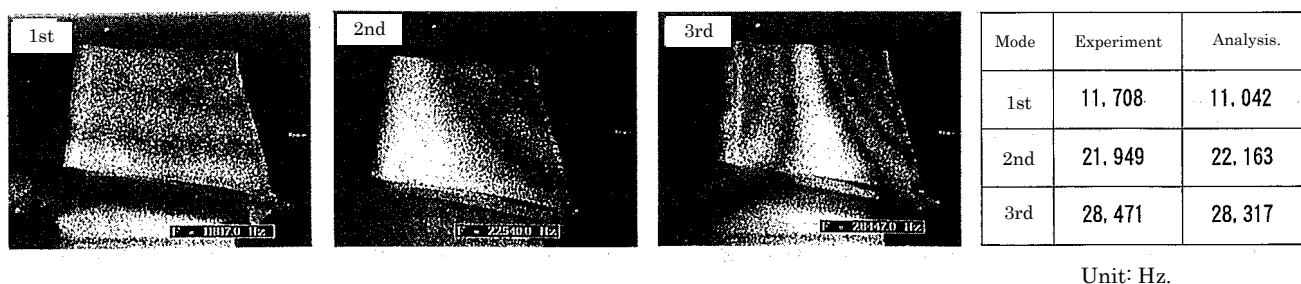


Fig. 2.2.17 Holographic measurement of vibration modes of 1<sup>st</sup> stage ceramic turbine blade

### 2.2.7 シールダンパ

Fig. 2.2.18 に示すように、セラミックファイバ製のシールダンパを翼プラットフォーム下部に装着した。シールダンパの重量はわずか 0.15g であるが、定格回転数では 1 個につき、約 350N の遠心力荷重になるため、シールダンパを全数装着してスピンテストを実施して動翼強度を確認した。シールダンパはプラットフォーム下部からの燃焼ガスの吹き抜けを防ぎ性能向上に寄与するとともに翼振動が起きたときに摩擦減衰による振動ダンパとしても機能する一石二鳥のバッフル型ダンパである。

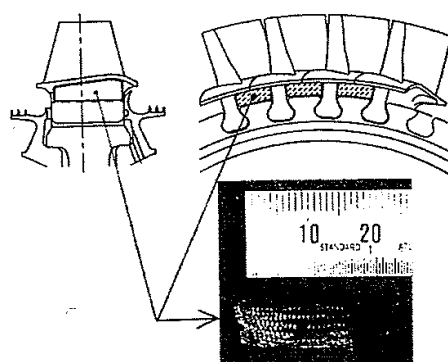


Fig. 2.2.18 Seal damper

### 2.2.8 セラミック動翼のスピンテスト

高圧段動翼は日本特殊陶業(株)、低圧段動翼は日本碍子(株)にて 120%~143%のオーバースピードでコールドスピンテストによるプルーフ試験(足切り試験)を実施した。これらの試験は定格回転数における応力に対して 45%~100%高い応力を負荷していることになる。Fig. 2.2.19 に破壊試験結果を示す<sup>(17)</sup>。高圧段動翼の平均破壊回転数は定格回転数の 158%に相当する 88,200rpm であった。また、破壊起点は動翼植込部の高応力部であり、応力解析結果と一致している。低圧段動翼については、高圧段動翼と比較して最大応力が高いことから、平均破壊回転数は定格回転数の 141%に相当する 78,900rpm であるが、十分な強度余裕があることが確認された。

コールドスピンテストによるプルーフ試験を経た動翼について Fig. 2.2.20 に示す高温回転試験装置により信頼性評価を行った。高温ガスに晒されるガス通路部品および静翼については CGT301 エンジン本体と同一部品を使用した。回転部については、セラミック動翼を取付けることができる金属製タービンディスクと駆動用エアタービンディスクを一軸に組合せた構造である。昇温は軸方向に設置したセラミック燃焼

器を用いた。燃焼ガスの温度計測は燃焼器出口の半径方向 4 箇所に設置した R 型シー  
ス熱電対および吸引式温度計により行った。セラミック動翼の翼とプラットフォーム  
近傍の表面温度は翼出口側上方から放射温度計により計測した。

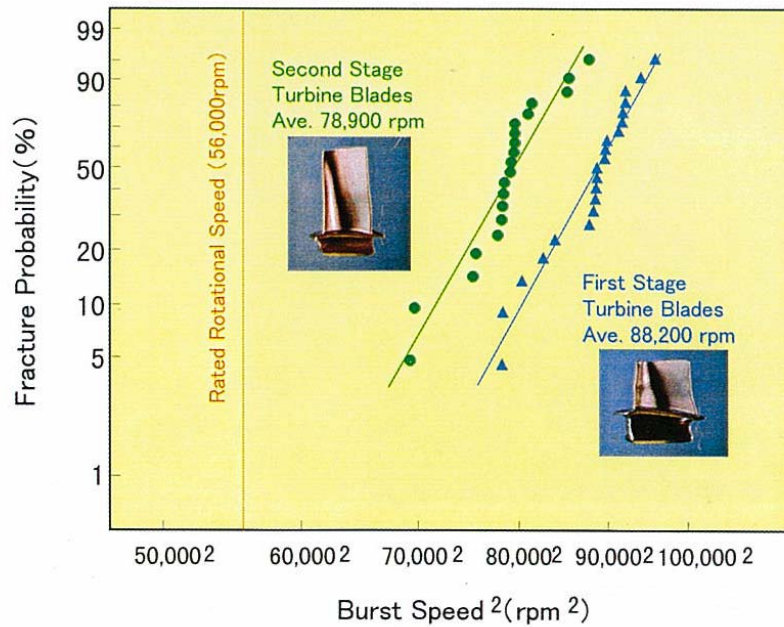


Fig. 2.2.19 Results of cold spin tests

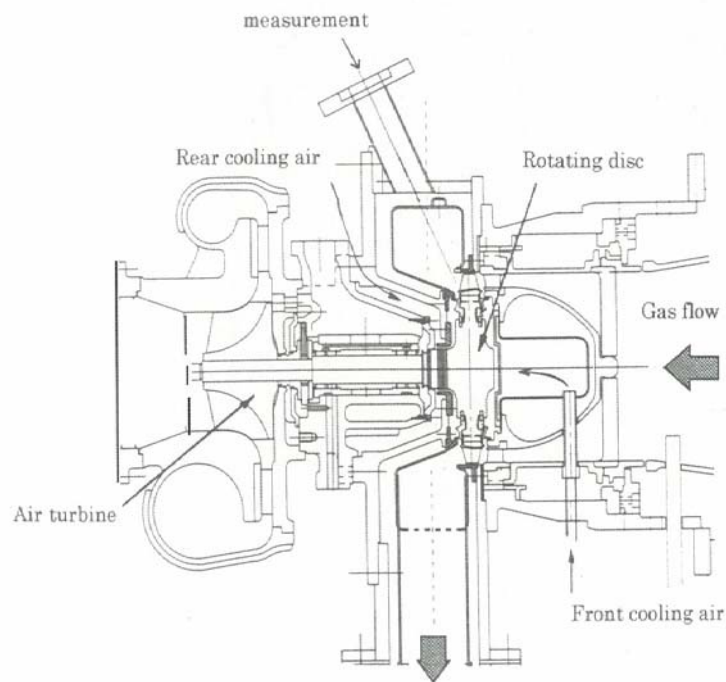


Fig. 2.2.20 Hot-spin test rig

高圧段動翼については、2 枚または 4 枚翼を装備し、TIT1,200℃、定格回転数の 56,000rpm で累積 22 時間、発停回数 30 回の試験を行い、信頼性を確認した。

低圧段動翼については、全翼装備で TIT1,200℃、定格回転数の 56,000rpm で 1.5 時間の連続回転試験を行い、信頼性を確認した。

これらの試験を通して、動翼のディスクへの固着現象や緩衝材厚さの時間変化などに関して様々な知見が得られた。固着とは、試験後の分解時に動翼がディスクの溝にスティックし、動翼が容易に取り外せない現象をいう。Fig.2.2.21 に示すように、3 種類の停止（シャットダウン）条件でディスクや動翼の残留応力分布をひずみゲージで測定（合計 18 箇所）したところ、温度を先に下げてからシャットダウンする試験では、100MPa を超える場合があった。この試験結果から、回転数を先に下げるシャットダウン方式を採用することとした。

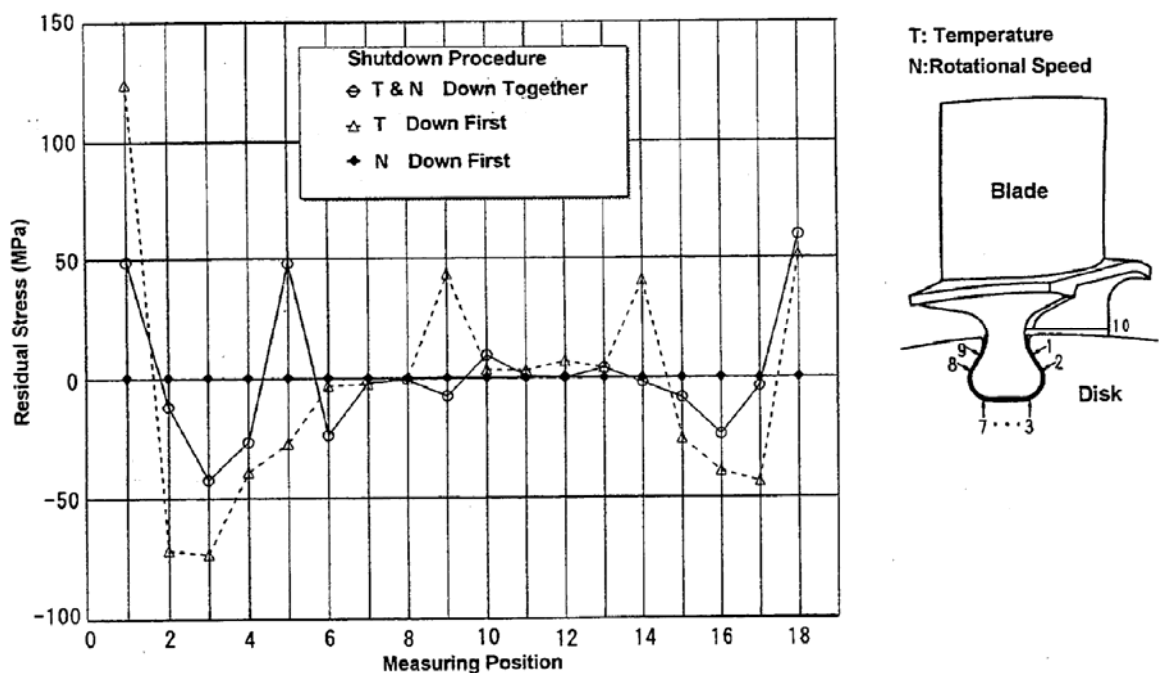


Fig. 2.2.21 Residual stress measurement and results

一方、固着現象を解明するために、2次元非線形応力解析を実施した。動翼、金属ディスク、緩衝材を FEM モデル化したが、形状の対称性を考慮して 1/2 モデルとした。解析結果は以下のとおりである。



Case1: 遠心力と温度を考慮して定常状態の応力解析を行った。結果を Fig. 2.2.22 に示す。最大応力はダブテイル部に生じ、223MPa であった。

Case2: 高温回転試験後の残留応力解析を実施した。結果を Fig. 2.2.23 に示す。同図に示すように残留応力は最大で 22MPa と極めて低い。

この残留応力は一種の焼き締め応力と考えられるが、高温回転試験と CGT エンジン試験において固着に起因する損傷は起きていないことから、固着現象はタービン動翼の信頼性に影響しないとの結論に達した。

なお、緩衝材の厚さは時間経過および繰り返し発停とともに徐々に減少していくが、次第に飽和していく傾向が確認された。

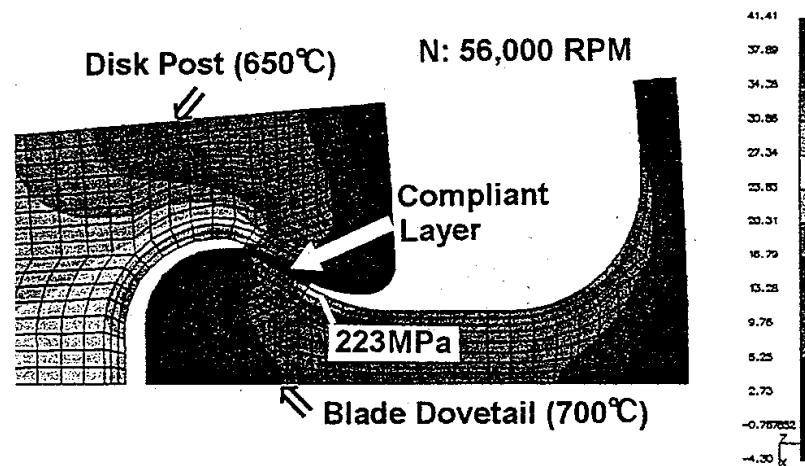


Fig. 2.2.22 Predicted steady state stress distributions of the whole model

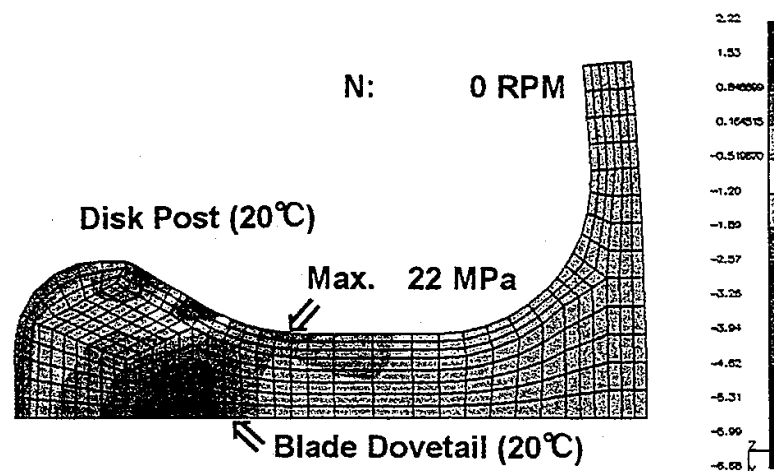


Fig. 2.2.23 Predicted residual stress distribution of blade after hot-spin test

次に、高圧段動翼について、110%高温回転試験を実施し、ハイブリッドロータの健全性を検証した<sup>(18)</sup>。試験条件は定格回転数の110%（61,600rpm）において動翼の温度がエンジンの最高ガス温度条件下の温度になるように設定した。試験パターンを Fig. 2.2.24 に示す。同図に示されている動翼の温度は下流側プラットフォーム部の温度である。ほぼ設計温度を示しており、エンジン条件と同等の雰囲気となっている。試験後の様子を Fig. 2.2.25 に示す。試験後のセラミック動翼に損傷は見られず、設計手法の妥当性を確認することができた。

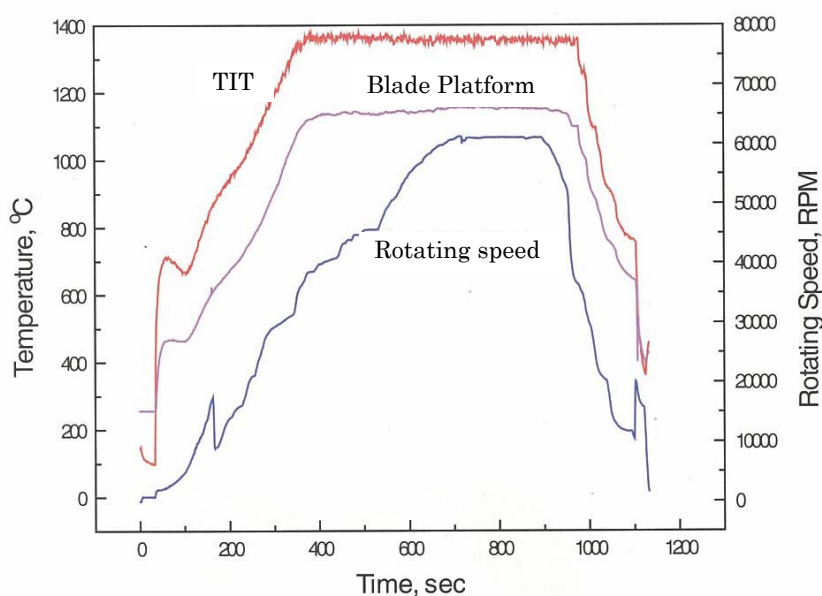


Fig. 2.2.24 Test schedule for 110% hot-spin testing



Fig. 2.2.25 1<sup>st</sup> stage ceramic turbine blade after 110% hot-spin testing

## 2.3 高温静止部品の信頼性評価試験

### 2.3.1 セラミック高温静止部品の信頼性評価手法

セラミックスを高温に晒される静止構造部材（ガス通路部品、静翼、燃焼器内筒、熱交換器伝熱管など）として使用する場合、構造強度上最も問題となるのは、不均一な温度分布により発生する熱応力であり、とくに熱衝撃時の非定常熱応力が最も厳しい負荷条件を与える。セラミック高温静止部品の非定常熱応力に対する信頼性評価手法として、種々の解析と予備試験の結果、Fig. 2.3.1 のフローシートに示す方法を提案した。

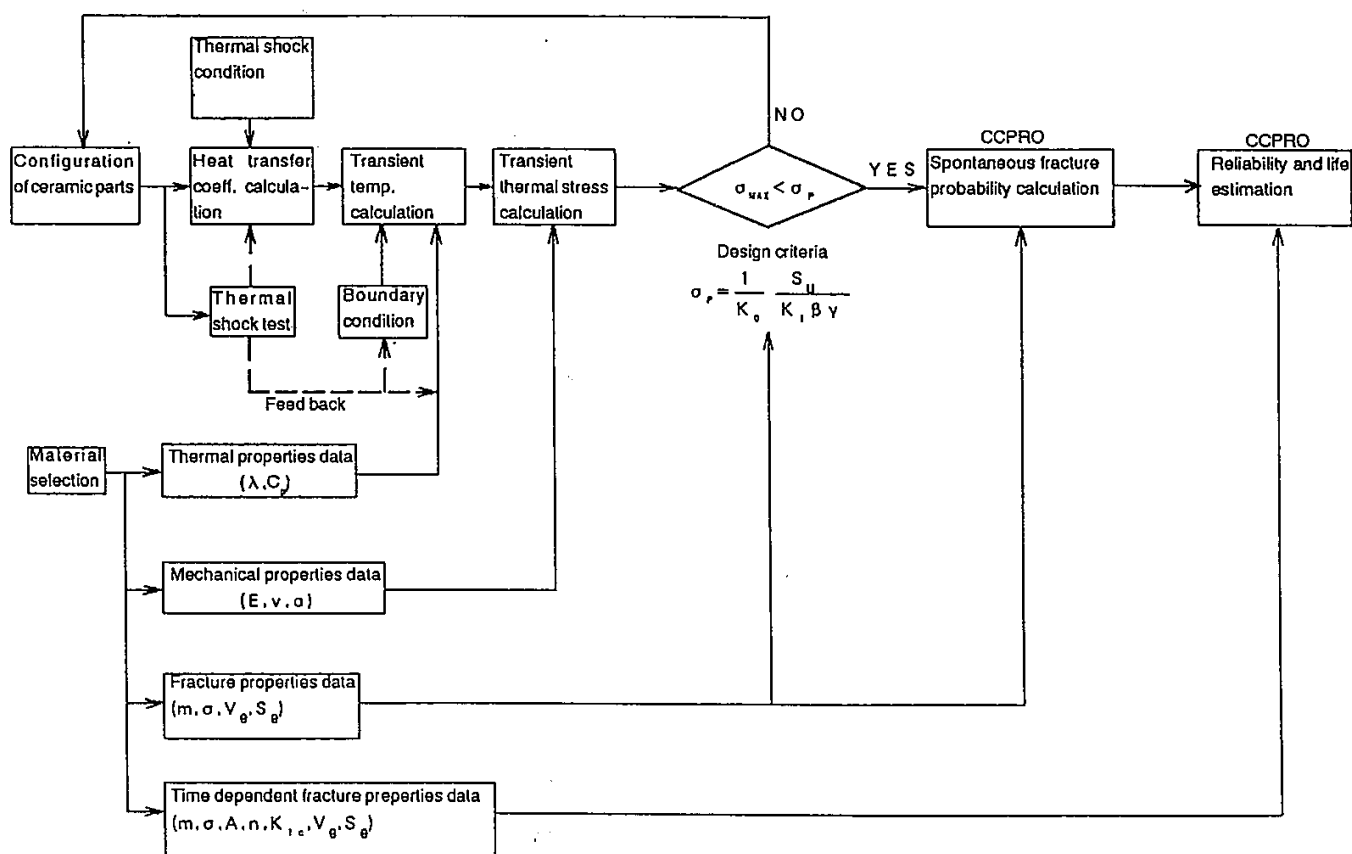


Fig. 2.3.1 Evaluation method of the reliability of high temperature ceramic components under transient thermal stress

熱応力は高温雰囲気では直接、ひずみゲージなどにより計測を行うことが困難であり、解析により推定する必要がある。したがって、非定常温度分布を精度良く解析することが必要であり、そのためには高精度の熱伝達解析が重要なポイントとなる。熱伝達解析を行うためには、まず最初に熱衝撃条件を設定しなければならない。タービンの場合は、起動時や停止時の熱衝撃が問題であり、これらの状態で流体条件を決定するのが第1ステップとなる。次に、この流体条件に基づいてセラミック部品まわりの流れ解析を行い、 $Re$  数、 $Nu$  数などから強制対流熱伝達率を求める。ふく射を考慮する必要がある場合はふく射熱伝達率を計算し、強制対流熱伝達率に加算する。

熱伝達率を解析した後、温度境界条件を与えて非定常温度分布解析を行う。この時、流体やセラミック部品の熱伝導物性値は温度依存性があり、時間的に変化することに注意しなければならない。しかしながら、熱伝達率や熱伝導物性値の温度依存性を考慮した解析はその精度、コストの面で問題があり、簡易的に熱衝撃前後の平均温度における物性値を用いて解析し、熱衝撃試験の結果をフィードバックして熱伝達率、熱伝導物性値および温度境界条件を修正する。

非定常温度分布解析が終了したら、この温度分布を基に非定常熱応力解析を行う。温度の変化が急激であれば、短い時間間隔で熱応力解析を行う必要がある。

熱応力の解析結果が設計基準から定められた許容応力を満足しない場合は部品形状の修正を行い、満足する場合は即時破壊確率解析により信頼性の評価を行う。さらに、時間依存型破壊特性データを基に疲労寿命の解析を行う。

## 2.3.2 高速ガス衝突急冷法による熱衝撃評価試験

### 2.3.2.1 評価試験モデル

セラミックスの熱衝撃特性は、高温加熱された供試体を冷却媒体中に自由落下させ急冷する試験法を用いて評価する場合が多い。冷却媒体としては、通常、空気、水、油などが用いられ、供試体としては円柱、矩形の棒など各種の形状寸法のものが試みられている。

本研究では高温に晒されるセラミック静止構造部材（ガス通路部品、燃焼器内筒、熱交換器伝熱管など）の熱衝撃に対する信頼性評価手法の確立を目標に、これら部品

が受ける冷却条件に比較的近く、非定常温度分布計測を行える評価試験装置を製作し、He ガスを用いた衝突急冷法により熱衝撃試験を行った。

試験体は、解析および評価試験の容易性、応用性および汎用性の広さなどを考慮して単純円筒モデルとした。円筒モデルは耐熱耐食性を要求される代表的なセラミック構造部材としてガス通路部品、燃焼器内筒、熱交換器伝熱管などを想定した場合、最も基本的な形状である。材質は窒化ケイ素 ( $\text{Si}_3\text{N}_4$ )、炭化ケイ素 ( $\text{SiC}$ ) の2種類とし、寸法は外径：120mm、内径：90mm、高さ：100mm および 150mm とした。

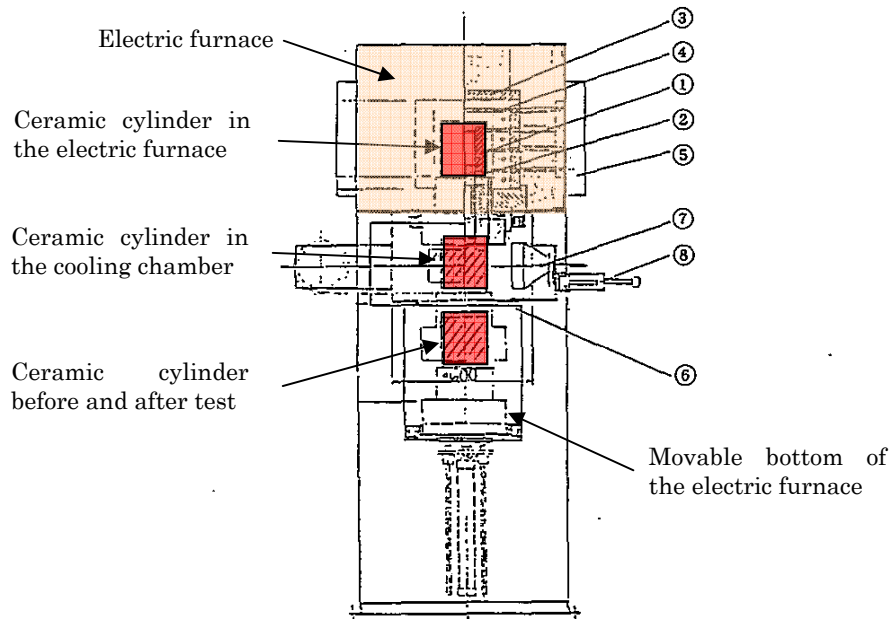
### 2.3.2.2 評価試験装置

円筒モデルに非定常熱応力を発生させる方法について検討した結果、円筒を高温に加熱した後、外側を急冷却する方法が効果的であるという結論を得た。この場合、円筒表面全体を均一に急冷するよりも、局所的に急冷する方がより高い非定常熱応力を発生させ得ることが解析により明らかとなった。また、この方法によれば円筒の外表面に最大引張応力が発生し、破壊の起点が外表面に生じるため観察が容易である。したがって、モデル評価試験方法としては、スリット状ノズルからの高速ガス噴射による急冷（衝突急冷法）を選定した。Fig.2.3.2 に試験装置本体の概念図を示す。本装置の構造および機能は次のとおりである。

供試円筒モデルを箱型電気炉により 1,300°C に均一加熱し、その後、赤熱した供試円筒を載せた炉底部を冷却室内に急速に下降させ、同時に2次元スリット状ノズルから高速の冷却ガスを噴射して急冷却する。Fig.2.3.2 は供試円筒が炉中にある状態、冷却室にある状態および試験前後の状態を重ねて図示している。炉底部の上昇、下降およびノズルの移動はエアシリンダーにより制御した。冷却ガスの流速を次第に上げながら、このような加熱・冷却試験を繰り返すことにより円筒モデルに破壊が発生する流速を見出し、2.3.1 項の手法にしたがって非定常熱応力解析を行う。

本装置は燃焼ガスを使用しないため、取扱いが容易であることが第一の特長であるが、炉底部が赤熱した供試円筒を載せたまま急速（1秒以内）に下降すると同時にノズルが近づき、冷却ガスを噴射するという構造は世界的に見ても他に例がない。炉の中という密室で熱衝撃試験が実施されるわけではないので、破壊の発生音が容易にマ

イクロフォンで収録でき、破壊した時間を特定できる。破壊した時間の特定は非定常現象の試験では応力解析の際、不可欠である。破壊発生の有無を供試円筒が冷えるまで待って観察するという手間が省ける。すなわち、破壊しない場合は、未だ高温状態の供試体をすばやく炉の中に戻して再加熱することにより、常温状態から加熱するのに比べて加熱時間を大幅に短縮できるので効率的に試験を繰り返すことができる。



- ① Ceramic cylinder ② Supporting firebrick ③ Firebrick
- ④ Heater ⑤ Door of the electric furnace ⑥ Cooling chamber
- ⑦ Cooling gas nozzle ⑧ Air cylinder

Fig. 2.3.2 Thermal shock testing equipment

### 2.3.2.3 非定常温度計測システム

Fig. 2.3.3 に開発した非定常温度計測システムを示す。円筒表面の非定常温度分布は、内表面については白金熱電対を用いて9箇所（円筒高さ中央部の $\theta=0^\circ$ ， $10^\circ$ ， $30^\circ$ ， $60^\circ$ ， $90^\circ$ ， $135^\circ$ ， $180^\circ$ の7箇所、円筒端部より5mmの位置で $\theta=0^\circ$ の上下2箇所）計測を行った。円筒外表面のノズル近傍については、とくに温度変化、温度勾配が大きいため走査型放射温度計を用いて精密な計測を行った。走査型放射温度計は観測対象物各点からの赤外線エネルギーを測定し、その温度を画像（熱画像）として表示するサーモグラフィー装置である。Fig.2.3.4 にシステムの概要を示す。

計測データは、収録装置により 0.1 秒毎にデータロガーに保存されるとともに、熱画像はビデオテープに収録される。また、破壊発生を正確に捉えるため、マイクを冷却室内に設置し、音声を熱画像と同時に収録した。

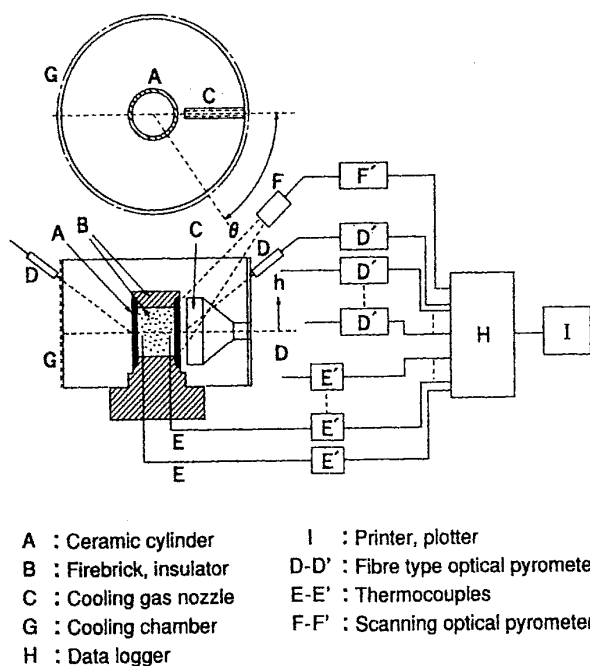
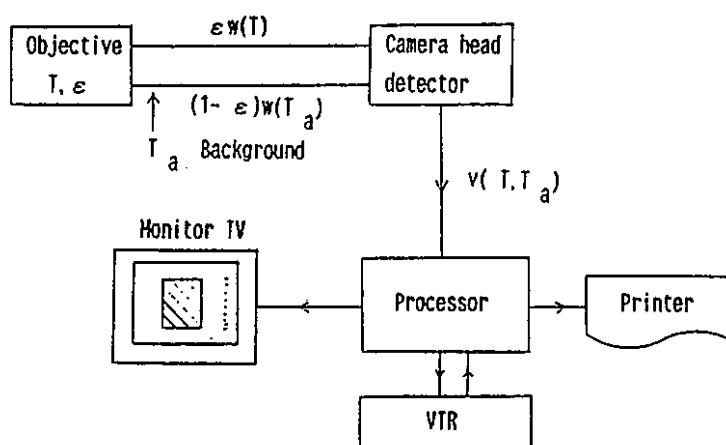


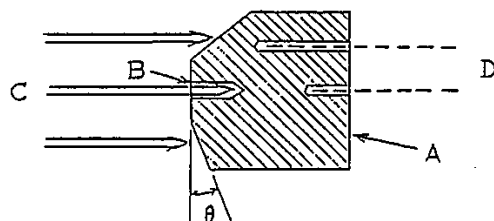
Fig. 2.3.3 Measurement system of transient temperature



$T$  : Temperature of objective  
 $T_a$  : Temperature of background  
 $\epsilon$  : Emissivity  
 $w(T)$  : Radiative energy of background  
 $v(T, T_a)$  : Detector output

Fig. 2.3.4 Block diagram of scanning optical pyrometer

走査型放射温度計による温度計測で重要な点は、セラミックスの放射率およびその波長依存性、温度依存性、乱射性（方向性）の問題であり、Fig.2.3.5 に示すセラミック試験体を用いて校正試験を行い、合わせて文献調査による考察も行った。その結果、放射率は窒化ケイ素、炭化ケイ素ともほぼ 0.85 として良いこと、800℃～1300℃の温度範囲で一定と考えて良いこと、乱射性もほとんど問題ないことが確認された。



A : Ceramics B : Small hole C : Fibre type optical pyrometer  
D : Thermocouple  $\theta$  : Angle

Fig. 2.3.5 Calibration test of emissivity of ceramics

#### 2.3.2.4 熱伝達率の解析

2.3.1 項の評価手法にしたがって円筒モデルの温度分布、熱応力を解析する際に最も重要な問題は、冷却ガス噴射時の熱伝達率の解析である。

Fig. 2.3.6 に冷却ガス噴射ノズルと供試円筒の配置を示す。

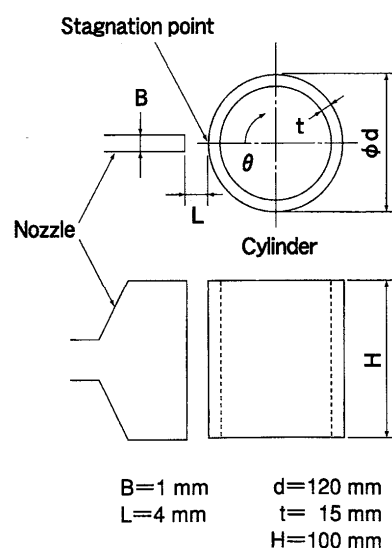


Fig. 2.3.6 Arrangement of ceramic cylinder and cooling nozzle



ノズルから噴出した冷却ガスによる円筒周りの流れはノズル・円筒間の距離により複雑に変化する。円筒が自由噴流のポテンシャルコア領域 ( $2 \leq L/B \leq 4$ ) に置かれているとして、以下のように局所熱伝達率を計算した<sup>(19)</sup>。なお、Table 2.3.1 に供試体と冷却 He ガスの物性値を示す。

Table 2.3.1 Thermal and mechanical properties

Item	Unit	Si <sub>3</sub> N <sub>4</sub> (1,200°C)	SiC (1,200°C)	He gas (600°C)
Density : $\rho$	kg/m <sup>3</sup>	3.25	3.23	0.056
Thermal conductivity : $\lambda$	W/mK	29.3	23.3	0.320
Specific heat : $C_p$	J/kgK	1.26	1.15	
Thermal expansion : $\alpha$	/K	$3.00 \times 10^{-6}$	$4.40 \times 10^{-6}$	
Young's modulus : $E$	GPa	318	419	
Poisson's ratio : $\nu$		0.25	0.15	
Kinematic viscosity : $\eta$	m <sup>2</sup> /s			$7.00 \times 10^{-4}$

① Re 数

$$Re_d = vd/\eta \quad (2.9)$$

ただし、 $v$  : ノズル噴出速度

$d$  : 円筒外径

$\eta$  : 冷却ガスの動粘性係数

② 岐点におけるヌセルト数 :  $N_{uo}$ , 熱伝達率 :  $H_0$

$$N_{uo} = 5.19 Re_d^{1/2} = H_0 (d/\lambda) \quad (2.10)$$

したがって、

$$H_0 = 5.19 (\lambda/d) Re_d^{1/2} \quad (2.11)$$

ただし、 $\lambda$  : 冷却ガスの熱伝導率

$0^\circ \leq \theta \leq 0.5^\circ$  で  $H_0$  は一定。  $\theta$  は岐点からの角度 ( $^\circ$ ) (Fig. 2.3.6 参照)

③岐点以降のヌセルト数： $N_{u\theta}$ ，熱伝達率： $H_\theta$

$$N_{u\theta} = 0.136 \text{Re}_d^{2/3} (\pi\theta/360)^{-1/3} = H_\theta (d/\lambda) \quad (2.12)$$

したがって、

$$H_\theta = 0.136 (\lambda/d) \text{Re}_d^{2/3} (\pi\theta/360)^{-1/3} \quad (2.13)$$

④ふく射による熱伝達率： $H_{ra}$

$$H_{ra} = \sigma \varepsilon (T_w^4 - T_\infty^4) / (T_w - T_\infty) \quad (2.14)$$

ただし、 $\sigma$ ：ステファンボルツマン定数

$\varepsilon$ ：放射率

$T_w$ ：壁面温度

$T_\infty$ ：周囲温度

したがって、トータル熱伝達率： $H$  は、岐点では (2.11) +(2.14)、岐点以降は (2.12)+(2.14)となる。Fig.2.3.7 にトータル熱伝達率： $H$  の計算例を示す。

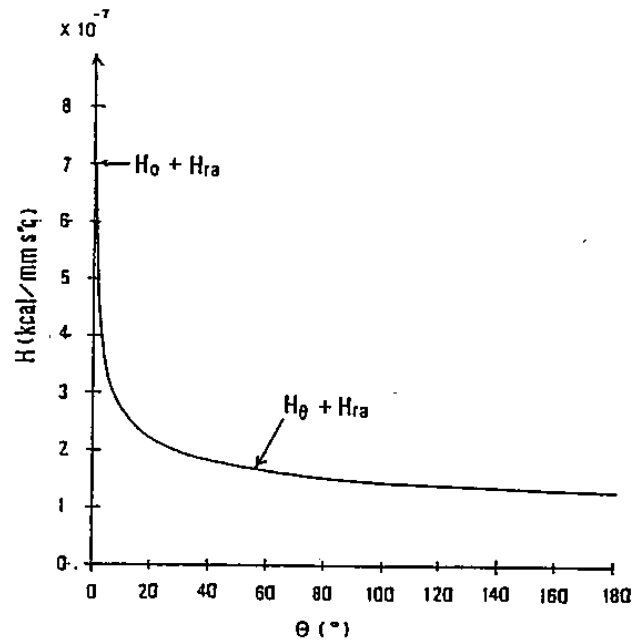


Fig. 2.3.7 Total heat transfer coefficient :  $H$

以上の計算式により算出したトータル熱伝達率： $H$  を用いて円筒モデルの非定常温度分布解析を行い、走査型放射温度計による実測値との比較を行った。Fig. 2.3.8 に岐点における内表面および外表面温度の時間変化の一例を示す。内表面温度は3～4秒後に下降が始まり、その後、内外表面温度差が最大になる。図中の破線は FEM により解析した内外表面の温度である。 $\text{Si}_3\text{N}_4$  および  $\text{SiC}$  とも外面における解析値は計測値に対してやや低い、比較的良好一致を示している。

$H$  の値は厳密には時間に依存する（温度が変化し、物性値も変化するため）が、ここでは円筒の初期温度（1300℃）と冷却の用いた He ガスの温度（室温）との平均温度：約 600℃における物性値をベースに算出した（Table 2.3.1 参照）。このような仮定をしても計算値と実測値は良く一致しており、 $H$  の値は妥当といえる。

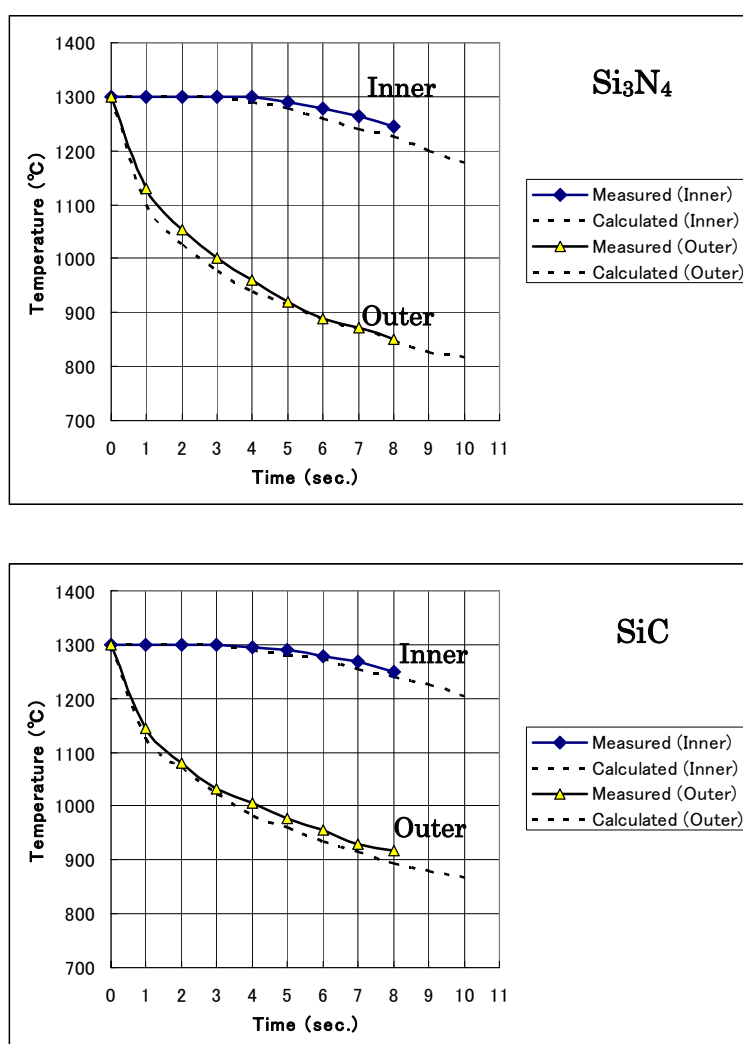


Fig. 2.3.8 Comparison between the calculated and the measured transient temperatures at the stagnation point

### 2.3.2.5 熱衝撃試験結果

供試体は  $\text{Si}_3\text{N}_4$  および  $\text{SiC}$  で、それぞれ酸化未処理のものおよび 1,000 時間酸化処理のもの 2 種類について試験を行った。寸法は先に述べたように、外径：120mm、内径：90mm、高さ：100mm および 150mm の単純円筒である。

$\text{Si}_3\text{N}_4$  試験体 6 個、 $\text{SiC}$  試験体 7 個、総計 13 個について 2.3.2.2 項で述べた試験装置により評価試験を行った。Table 2.3.2 に試験結果の一覧を示す。

Table 2.3.2 Results of thermal shock tests of ceramic cylinders

Number of model	Material	Oxidation treatment *1	Test Results				
			He gas velocity at the moment of fracture (m/s)	Time (s)	Surface temp. at stagnation point(°C)	Temperature difference (°C)*2	Max. fracture stress (MPa)
N-1	$\text{Si}_3\text{N}_4$	No	164	3.0	1025	275	176
N-2	$\text{Si}_3\text{N}_4$	No	310	2.5	920	380	235
N-3	$\text{Si}_3\text{N}_4(\text{H}=150)$	No	252	2.5	990	310	216
N-4	$\text{Si}_3\text{N}_4$	Yes	427	2.5	900	400	274
N-5	$\text{Si}_3\text{N}_4$	Yes	460	2.0	920	380	284
N-6	$\text{Si}_3\text{N}_4(\text{H}=150)$	Yes	233	2.5	1000	300	206
C-1	$\text{SiC}$	No	96	1.5	1125	175	245
C-2	$\text{SiC}$	No	127	3.0	1020	280	314
C-3	$\text{SiC}(\text{H}=150)$	No	158	4.5	930	350	353
C-4	$\text{SiC}$	Yes	103	1.5	1125	175	245
C-5	$\text{SiC}$	Yes	60	1.5	1160	140	196
C-6	$\text{SiC}(\text{H}=150)$	Yes	60	3.0	1105	195	225
C-7	$\text{SiC}$ *3	No	127	3.0	1020	280	314

\*1 1,000 hours at 1300°C

\*2 Temp. difference between inner and outer surfaces

\*3 Fabricated with developed powder

### 非定常温度分布解析

破壊発生時の冷却 He ガスの流速から 2.3.2.4 項にしたがってトータル熱伝達率： $H$  を求め、FEM により非定常温度分布解析を行った。Fig.2.3.9 に供試円筒の FEM モデルを示す。形状の対称性を考慮して円筒の 1/2 をモデル化し、高さ 10mm について解析した。解析に用いた物性値は Table 2.3.1 による。

Fig. 2.3.10, 2.3.11 にそれぞれ  $\text{Si}_3\text{N}_4$  (N-3)、 $\text{SiC}$  (C-3) についての解析結果を示す。これらはノズル直下の円筒外表面および内表面の温度変化を示しているが、クラ

ック発生の瞬間はクラック発生音をマイクロフォンで収録して確認したものである。Fig.2.3.12, 2.3.13 にそれぞれ  $\text{Si}_3\text{N}_4$  (N-3)、 $\text{SiC}$  (C-3) のクラック発生時における円筒全体の温度分布を示す。ノズル直下の温度勾配が他の部分に比べて非常に大きいことがわかる。Table 2.3.2 からクラック発生時の内外面温度差： $\Delta T$  は  $\text{Si}_3\text{N}_4$ 、 $\text{SiC}$  それぞれ、 $275\sim 400^\circ\text{C}$ 、 $140\sim 350^\circ\text{C}$  で、バラツキが大きい。また、ノズル直下の表面温度は  $\text{Si}_3\text{N}_4$ 、 $\text{SiC}$  それぞれ、 $920\sim 1025^\circ\text{C}$ 、 $930\sim 1160^\circ\text{C}$  となっている。

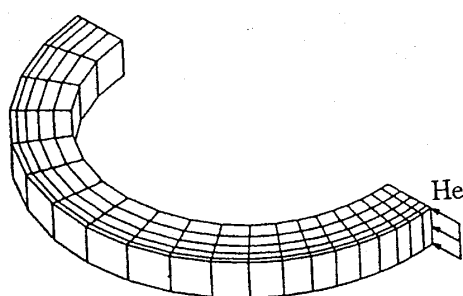


Fig. 2.3.9 FEM analysis model of a ceramic cylinder

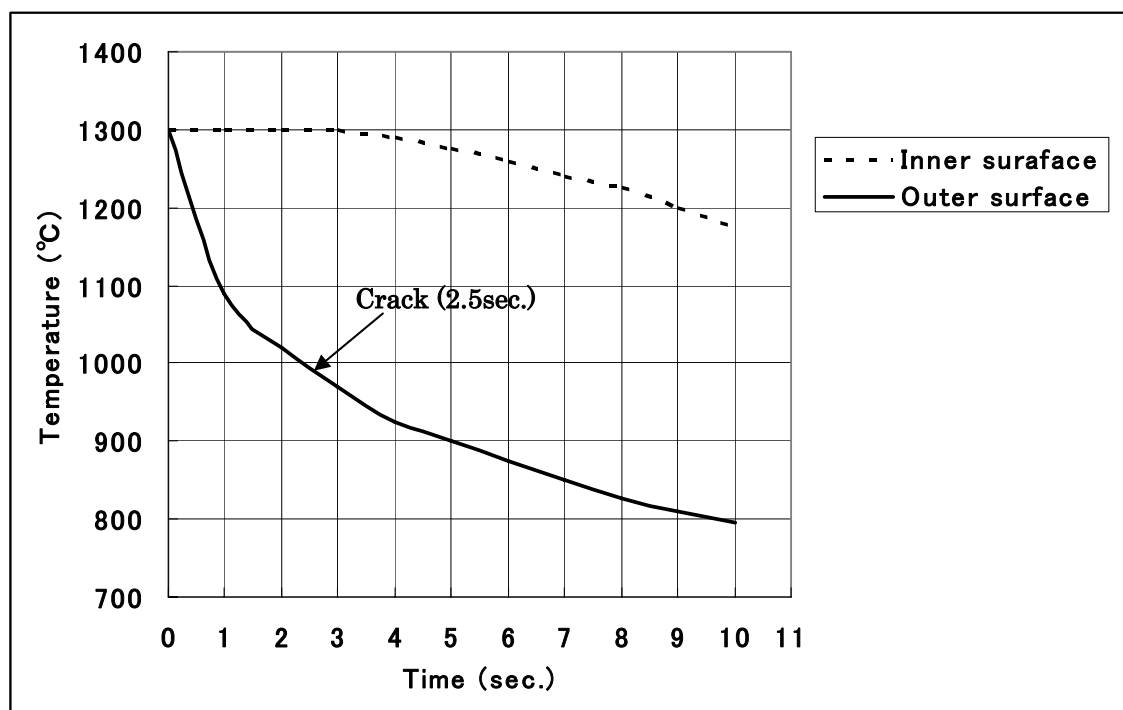


Fig. 2.3.10 Calculated transient temperatures of  $\text{Si}_3\text{N}_4$  (N-3) on the inner and outer surfaces of the cylinder just under the nozzle (He gas velocity of  $252\text{m/s}$ )

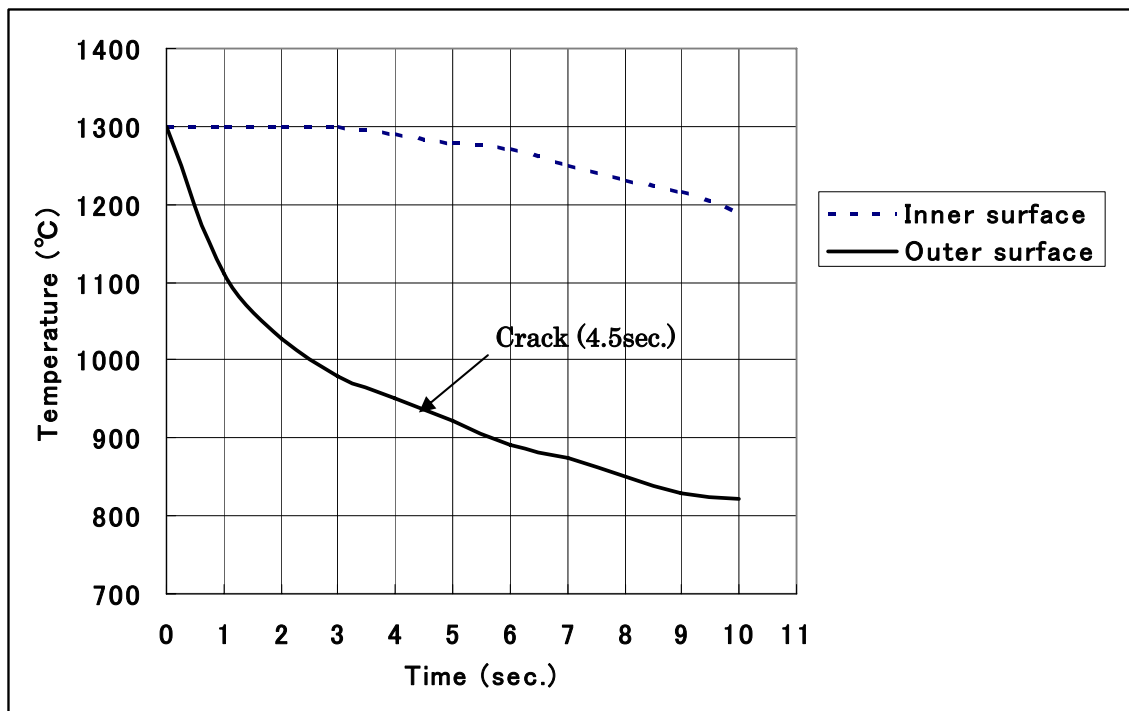


Fig. 2.3.11 Calculated transient temperatures of SiC (C-3) on the inner and outer surfaces of the cylinder just under the nozzle (He gas velocity of 158m/s)

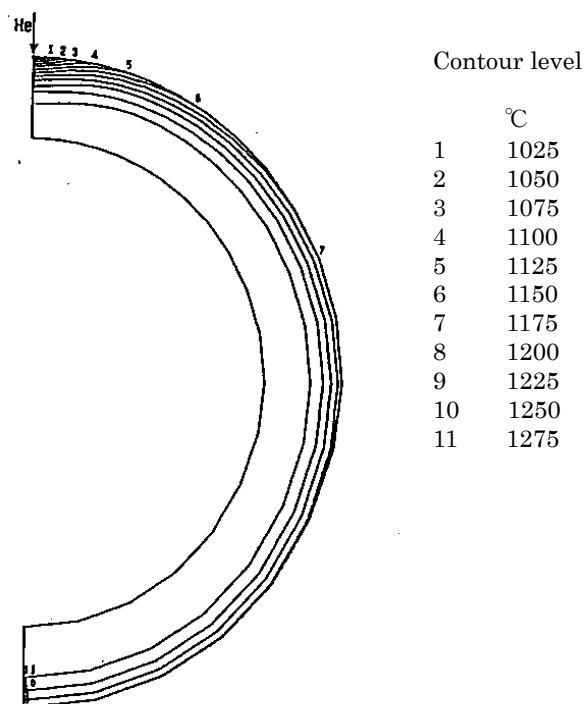


Fig. 2.3.12 Calculated transient temperature distribution of  $\text{Si}_3\text{N}_4$  (N-3) at the moment of fracture (He gas velocity of 252m/s, Time = 2.5 sec.)

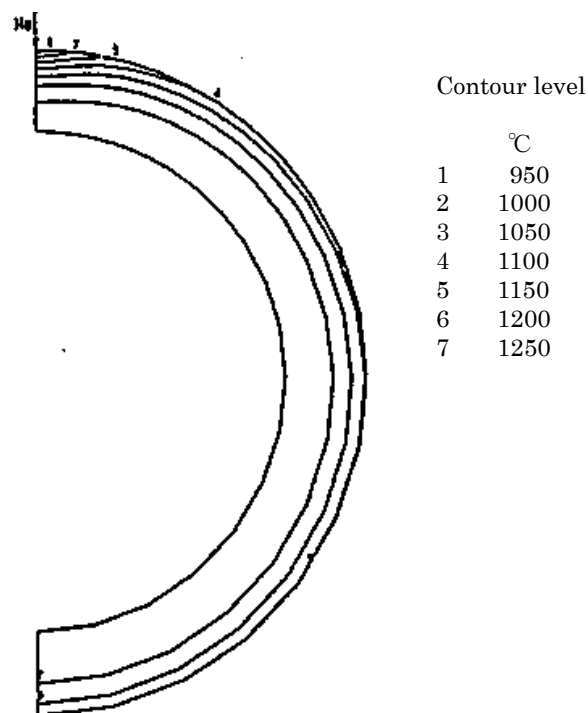


Fig. 2.3.13 Calculated transient temperature distribution of SiC(C-3) at the moment of fracture (He gas velocity of 158m/s, Time = 4.5 sec.)

#### 非定常温度分布計測

試験時の円筒表面の温度分布は 2.3.2.3 項で述べた走査型放射温度計を用いて計測した。Fig.2.3.14, 2.3.15 に、それぞれ  $\text{Si}_3\text{N}_4$ (N-3), SiC(C-2)の計測結果を示す。熱画像にクラック発生の瞬間が明確に捉えられている。

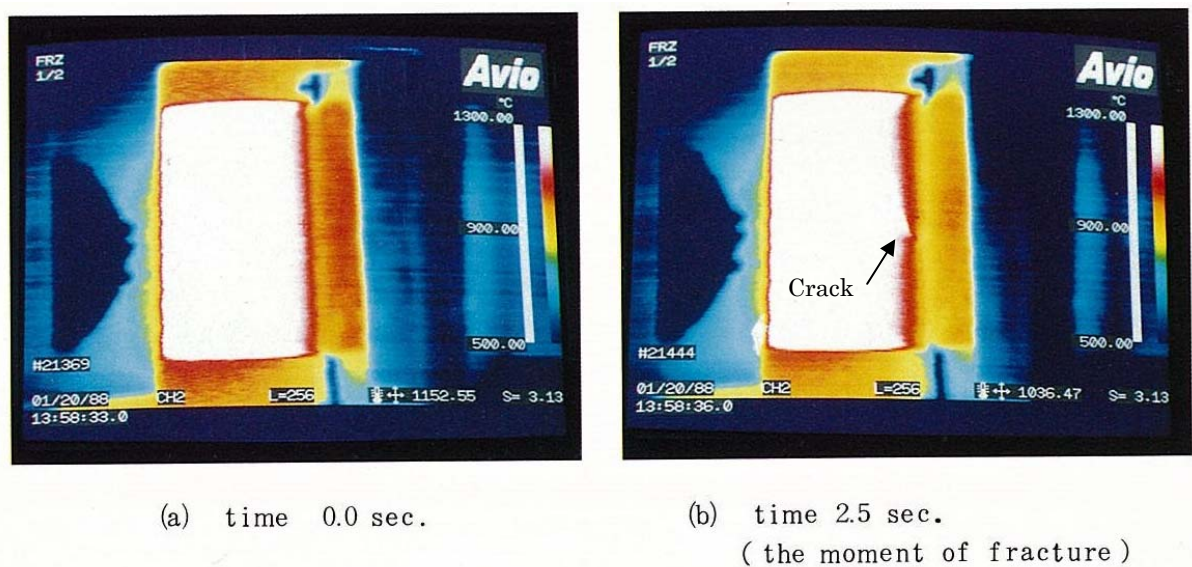


Fig. 2.3.14 Measured transient temperature distribution of  $\text{Si}_3\text{N}_4$  (N-3) displayed by the Thermal Video System (He gas velocity of 252m/s)

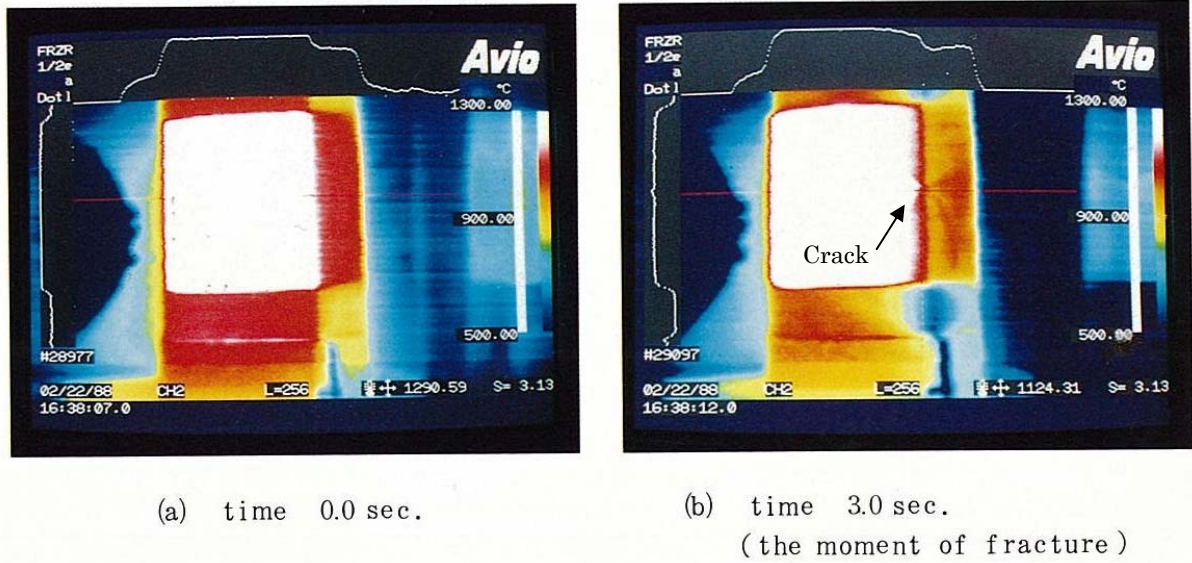


Fig. 2.3.15 Measured transient temperature distribution of SiC (C-2) displayed by the Thermal Video System (He gas velocity of 127m/s)

#### 熱応力解析

クラック発生時の熱応力は前述の非定常温度分布解析結果を用いて FEM により解析した。FEM モデルは Fig.2.3.9 と同じである。Fig.2.3.16, 2.3.17 にそれぞれ  $\text{Si}_3\text{N}_4$  (N-3), SiC (C-3) についての解析結果を一例として示す。応力値は主応力:  $\sigma_1$  (MPa) で表示している。最大応力はノズル直下の外表面に生じており、応力の方向は円周方向である。この値を破壊応力として Table 2.3.2 に掲げている。

Table 2.3.2 から破壊応力はバラツキが大きく、 $\text{Si}_3\text{N}_4$ , SiC それぞれ、176～284MPa, 196～353MPa である。SiC の破壊応力は酸化処理により明らかに低下しているが、 $\text{Si}_3\text{N}_4$  は逆に大きくなる傾向が見られる。これについては、本研究での試験体数が少ないので、さらにデータを集積する必要があると考えられる。また、同じ材質でも破壊応力や表面温度にはかなりのバラツキが見られる。これは、各供試体に内在する微小欠陥の大きさ、形状およびその分布が相違するためと考えられる。

また、SiC の  $\Delta T$  が  $\text{Si}_3\text{N}_4$  のそれよりも低いにもかかわらず、前者の方がむしろ高い応力になっている。これは E と  $\alpha$  の影響である。Table 2.3.1 から E と  $\alpha$  の積を比較すると、SiC が  $\text{Si}_3\text{N}_4$  の約 2 倍となっている。したがって、同じ  $\Delta T$  に対しては SiC は  $\text{Si}_3\text{N}_4$  の約 2 倍の熱応力となる。



なお、軸方向応力は円周方向応力に比べて若干低く、例えば  $\text{Si}_3\text{N}_4$  (N-1)の場合、108MPa,  $\text{SiC}$  (C-1)の場合、約 157MPa である。

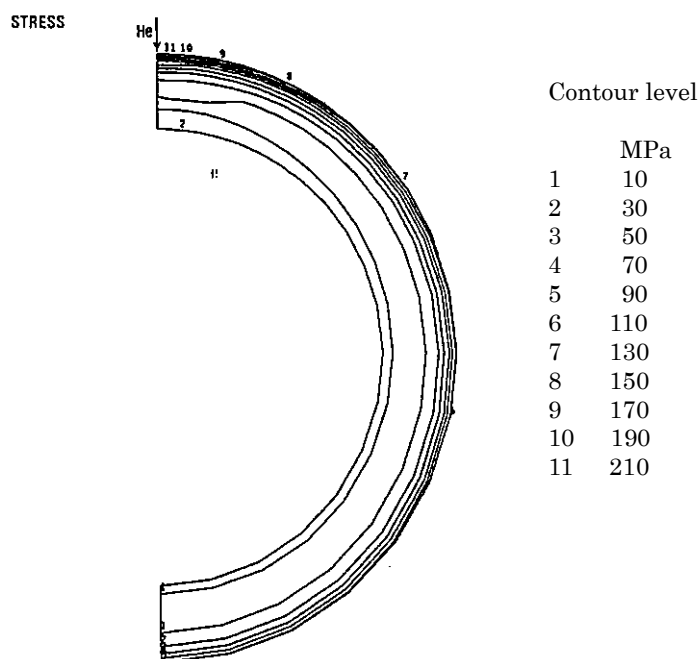


Fig. 2.3.16 Calculated thermal stress distribution of  $\text{Si}_3\text{N}_4$ (N-3) at the moment of fracture ( $V=252\text{m/s}$ ,  $\text{Time}=2.5\text{sec.}$ )

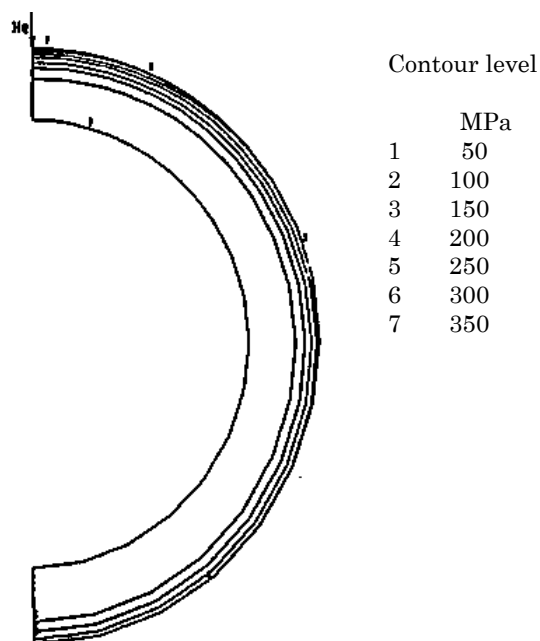


Fig. 2.3.17 Calculated thermal stress distribution of  $\text{SiC}$ (C-3) at the moment of fracture ( $V=158\text{m/s}$ ,  $\text{Time}=4.5\text{sec.}$ )

### 供試体のクラックの状況

試験後に染色探傷法によりクラックを観察した。Fig.2.3.18 にその一例を示す。

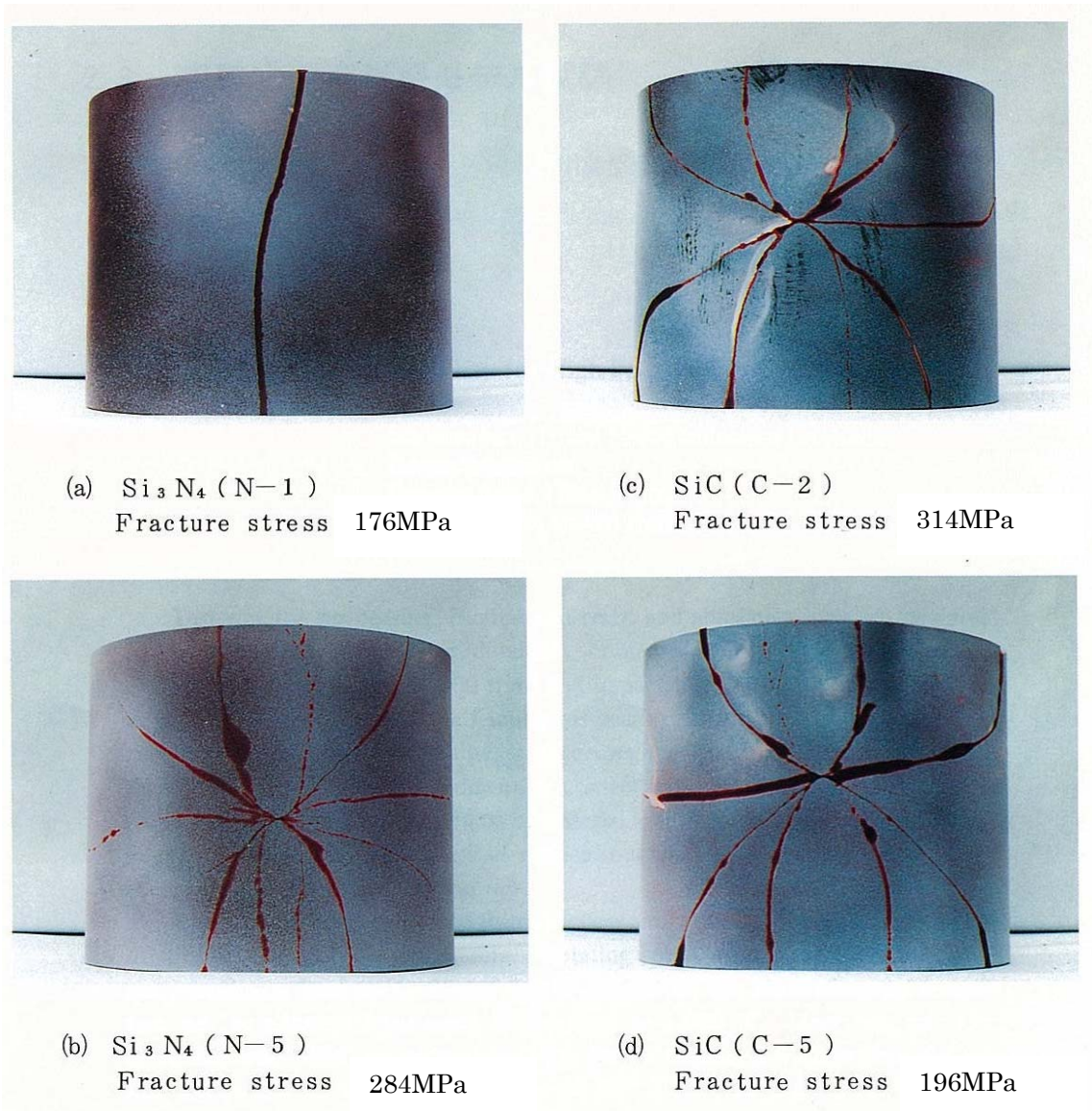


Fig. 2.3.18 Examples of dye check inspections of the tested ceramic cylinders

クラックはN-1を除いてすべてノズル直下の最大応力部が起点となっている。N-1はノズル直下から20～30mm円周方向にずれた位置が起点であり、この場所に欠陥が存在していたものと推定される。 $\text{Si}_3\text{N}_4$ 、 $\text{SiC}$ とも高い応力で破壊したもののほどクラックのブランチングが多い。一方、低い応力で破壊したN-1はブランチングが全くない。起点の軸方向（円筒の高さ方向）位置については、その方向に主応力： $\sigma_1$ が一樣になっているため、位置が特定化されず供試体によってバラツキがみられる。

Fig.2.3.19 に破面の光学顕微鏡写真（×20）の一例を示す。とくに目立った欠陥は存在していない。

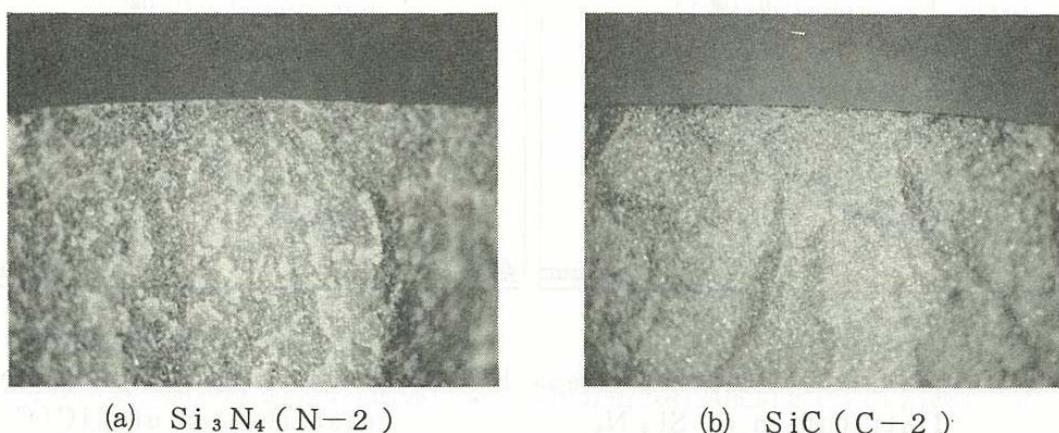


Fig. 2.3.19 Observation of fracture surface by optical microscope

## 考 察

Table 2.3.2 の C-7 を除く試験結果と、即時破壊確率の計算結果との比較を Table 2.3.3 に示す。

ただし、3 点曲げ試験片の形状は JIS（曲げ）タイプ（4mm×3mm×40mm）で、支点間距離は 30mm である。また、供試円筒が 2 個の場合、破壊応力は 2 個の平均値を記載している。即時破壊確率は開発したプログラム：CCPRO（セラミック部品の信頼性評価システム）を用いて行った。本プログラムは FEM で解析した応力分布を取り込み、破壊パラメータ（ $m$ ,  $\sigma$ ,  $V_e$ ,  $S_e$ ）を用いて以下のように破壊確率を解析するものである<sup>(10)</sup>。

セラミック試験片およびモデル部品の破壊特性は、内在する微小欠陥の大きさ、形状およびその分布によってバラツキを示すが、その統計モデルとして最も広くも用いられているワイブル分布関数（2 パラメータ）を破壊確率の解析に用いた。多軸応力状態でのセラミックス部品の破壊確率を 1 軸応力状態での試験片による強度データから計算する方法は種々提案されているが、ここでは内部欠陥モードを考慮した (2.15) 式を用いた。

$$P_f(\sigma_N) = 1 - \exp \left[ - \left( 1/m! \right)^m \left( \sigma_N / \sigma_{ref} \right)^m \left( 1/V_{ref} \right) \int_V \left[ \left\{ \sigma_1 / (\sigma_N H(\sigma_1)) \right\}^m + \left\{ \sigma_2 / (\sigma_N H(\sigma_2)) \right\}^m + \left\{ \sigma_3 / (\sigma_N H(\sigma_3)) \right\}^m \right] dV \right] \quad (2.15)$$

ただし、

$P_f(\sigma_N)$  :  $\sigma_N$  による破壊確率

$\sigma_N$  : 最大応力

$\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$  : 主応力

$m$  : ワイブル係数 (内部欠陥モード)

$\bar{\sigma}_{ref}$  : 体積  $V_{ref}$  での一様引張における平均強度

$V_{ref}$  : 上記  $\bar{\sigma}_{ref}$  に対する体積 (基準体積)

$H(\sigma) : 1 (\sigma > 0), -\infty (\sigma < 0)$

(2.15)式の積分項を有効体積:  $V_e$  と呼ぶ。すなわち、

$$V_e = \int_V \left\{ \left\{ \sigma_1 / (\sigma_N H(\sigma_1)) \right\}^m + \left\{ \sigma_2 / (\sigma_N H(\sigma_2)) \right\}^m + \left\{ \sigma_3 / (\sigma_N H(\sigma_3)) \right\}^m \right\} dV \quad (2.16)$$

したがって、モデル部品の平均引張換算強度は (2.17) 式で表すことができる。

$$\bar{\sigma} = \bar{\sigma}_{ref} (V_{ref} / V_e)^{1/m} \quad (2.17)$$

ただし、 $\bar{\sigma}$  : モデル部品の平均引張換算強度

Table 2.3.3 によると、SiC は破壊応力の予測値と実験値が比較的良く一致している。一方、Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> は実際の破壊応力が予測値に対してかなり低い。SiC 供試体は 1 回の試験で破壊したのに対して、Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> 供試体の場合、破壊に到るまで冷却ガスの流速を徐々に上げて試験し、平均 5 回以上、最大 11 回の試験を繰り返した。すなわち、Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> は、熱サイクルによる強度低下の影響を受けたことが考えられる。また、即時破壊確率解析に、ワイブル係数や強度の温度依存性を考慮すれば、さらに解析精度が向上すると考えられ、室温から高温 (1,400℃程度) までの広範囲の材料データが今後、必要である。

以上のように材料データベースなどに課題は残るが、本研究で開発した試験方法および評価試験装置が円筒形状のセラミック部品の熱衝撃の評価に非常に有効であることが確認された。

Table 2.3.3 Comparison between the predicted strength and the test results for ceramic cylinders

(a) Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>

		No oxidation		Oxidation		Remarks
Tensile strength for the test pieces machined out of the actual cylinder	3-point bending strength (MPa)	465		503		Extracted from model cylinders(N-1,2,4) $V_{e\ 3P} = \frac{V}{2(m+1)^2}$
	Webull modulus	15.6		23.3		
	Number of test pieces	N=91		N=90		
	Effective volume of the test piece (mm³)	0.65		0.30		
	Tensile strength (MPa)	310		371		$V_e$ =360 mm³, Eq.(2.17)
Predicted fracture strength for tested cylinder	Cylinder height (mm)	100	150	100	150	
	Effective volume of the cylinder model (mm³)	3000	4500	2300	3450	Eq.(2.16)
	Fracture strength(MPa)	270	264	343	337	Eq.(2.17)
Results of thermal shock test	Max. fracture stress (MPa)	206	216	279	206	Table 2.3.2
	Number of tested cylinders	N=2	N=1	N=2	N=1	

(b) SiC

		No oxidation		Oxidation		Remarks
Tensile strength for the test pieces machined out of the actual cylinder	3-point bending strength (MPa)	429		429		Extracted from model cylinders (C-4,5) $V_{e\ 3P} = \frac{V}{2(m+1)^2}$
	Webull modulus	30.6		12.8		
	Number of test pieces	N=60		N=60		
	Effective volume of the test piece (mm³)	0.18		0.95		
	Tensile strength (MPa)	335		270		$V_e$ =360 mm³, Eq.(2.17)
Predicted fracture strength for tested cylinder	Cylinder height (mm)	100	150	100	150	
	Effective volume of the cylinder model (mm³)	1640	2460	3000	4500	Eq.(2.16)
	Fracture strength(MPa)	319	314	228	221	Eq.(2.17)
Results of thermal shock test	Max. fracture stress (MPa)	280	353	220	225	Table 2.3.2
	Number of tested cylinders	N=2	N=1	N=2	N=1	

### 2.3.3 熱サイクル試験装置による熱衝撃評価試験

#### 2.3.3.1 評価試験モデル

高温静止部品として重要なものに、タービン静翼がある。静翼は動翼の上流に位置し、動翼よりも高温高速の燃焼ガスに晒される。Fig. 2.3.20 に示す2種類の静翼モデルを製作し、これらに対して熱衝撃評価試験実施する。Model A はシュラウド付きで、Model B はシュラウドなしである。材質は Model A は SiC のみ、Model B は  $\text{Si}_3\text{N}_4$  と SiC の2種類とした。

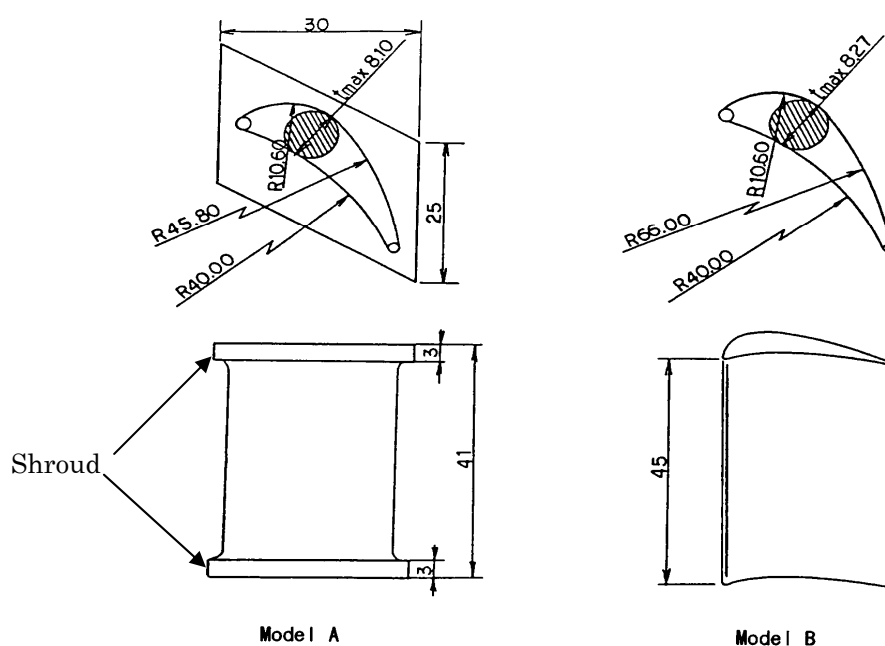


Fig. 2.3.20 Configurations of turbine nozzle models

#### 2.3.3.2 評価試験装置

実機にできるだけ近い条件とするため、高温燃焼ガスによる急加熱と常温の空気または He ガスによる急冷方式を採用し、熱衝撃を繰り返して行うことができる熱サイクル試験装置を開発した。

試験装置は Fig. 2.3.21 に示すように、供試静翼入口温度  $1,400^{\circ}\text{C}$  以上の高温ガス発生装置、供試静翼の加熱・冷却部、供試静翼を加熱部から冷却部へ速やかに移動させる移動装置およびこれらの制御装置・計測装置で構成されている。

供試静翼を4枚1組として Fig. 2.3.22 のように耐火れんが製の保持ブロックに取

付け、このブロックを高温ガスで加熱し、定常温度に達した後、ブロックを冷却空気側に急速に移動させる。冷却されて定常温度になったら、逆に高温ガス側へ移動させる。このようなサイクルを繰り返して熱疲労試験を実施する。供試静翼部の流れや温度条件の不均一性を考慮して、4枚の静翼の中で内側2枚を評価対象とする。

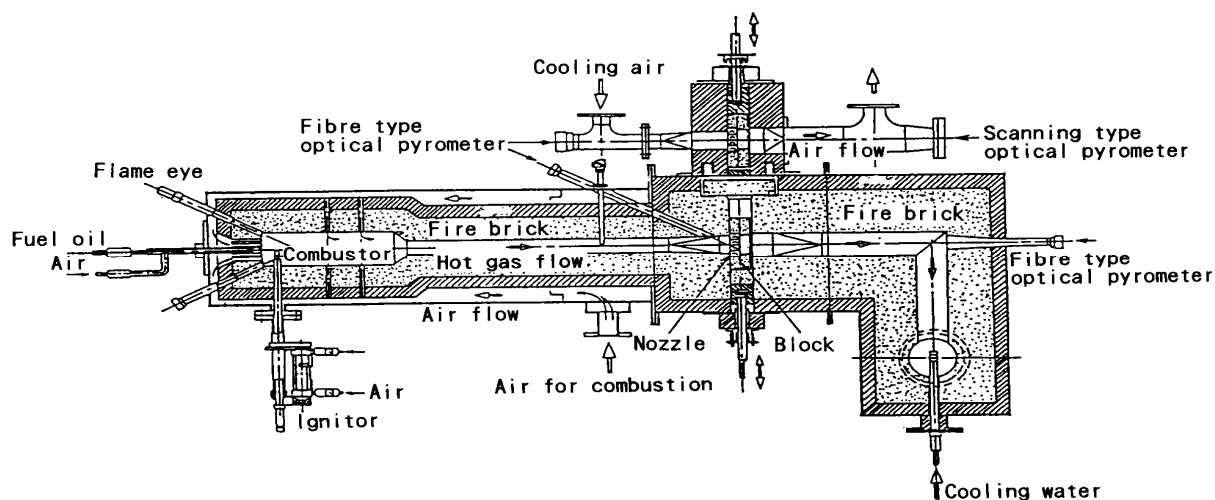


Fig. 2.3.21 Thermal shock testing facility for turbine nozzle

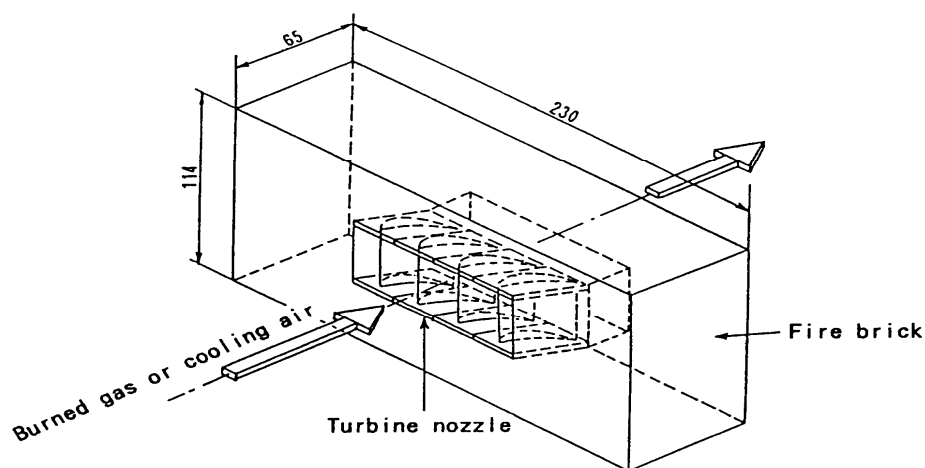


Fig. 2.3.22 Turbine nozzle retainer block

本試験装置は高温側、低温側に常時、一定量の高温ガスおよび冷却空気（またはHeガス）を流しておく方式であり、温度・時間などの試験条件の設定が容易であるという長所があり、この種の試験装置に多く見られる加熱ガスの通過・遮断を繰り返す方式に比べて試験精度、装置の耐久性に優れている。



### 2.3.3.3 非定常温度計測システム

供試静翼表面の非定常温度分布は走査型およびファイバ式放射温度形を用いて精密測定を行った。(Fig. 2.3.21 参照) 走査型放射温度計の方向によって静翼の見える範囲が限定されるため、一組の供試体に対して翼後縁部と最大肉厚部の温度を計測する場合には走査型放射温度計を下流側にセットし、翼前縁部の温度を計測する場合には上流側にセットして計測した。反対側にはファイバ式放射温度計を設置し、翼前縁部と後縁部の温度を同時に計測できるようにした。

### 2.3.3.4 熱伝達率の解析

本試験装置でセラミック部品の開発目標強度：400MPa 以上の非定常熱応力を発生させる必要があるため、Fig.2.3.23 に示すフローで解析を行った。

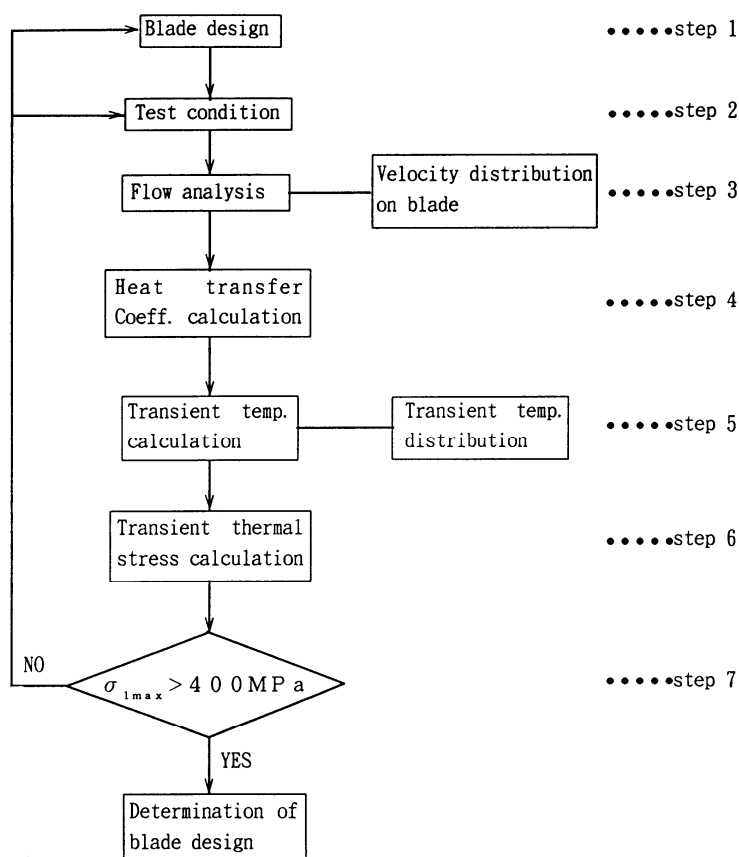


Fig. 2.3.23 Flow chart of the test blade design and unsteady stress analysis procedure



第3ステップの流線（速度分布）解析が以後の解析のベースとなるので非常に重要である。3次元流れ解析結果の一例を Fig. 2.3.24 に示す。翼面に沿って速度が複雑に変化している。

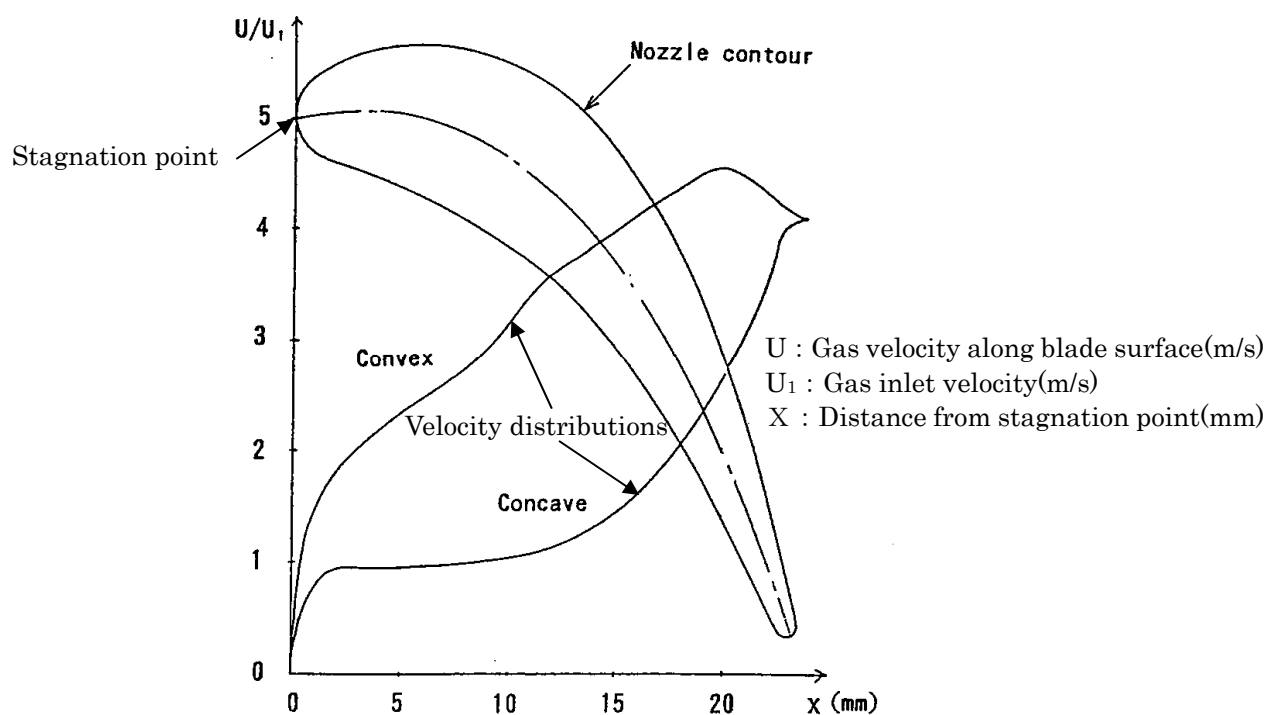


Fig. 2.3.24 An example of flow analysis

第4ステップでは第3ステップで得られた速度分布から翼面の局所熱伝達率： $H$  を解析する。種々の解析方法があるが、境界層近似法による解析結果の一例を Fig. 2.3.25 に示す。岐点を中心にして翼の腹側と背側が非対称な熱伝達率分布となっている。熱伝達率は岐点、背面の乱流境界層開始域、後縁近傍で高い値を示す。

第5ステップでは第4ステップで解析された翼面の局所熱伝達率を用いて静翼の非定常温度分布解析を FEM により行う。解析は非定常のため、0.1 秒程度の短いステップで実施する。

第6ステップでは第5ステップで解析した非定常温度分布により発生する非定常熱応力を解析する。

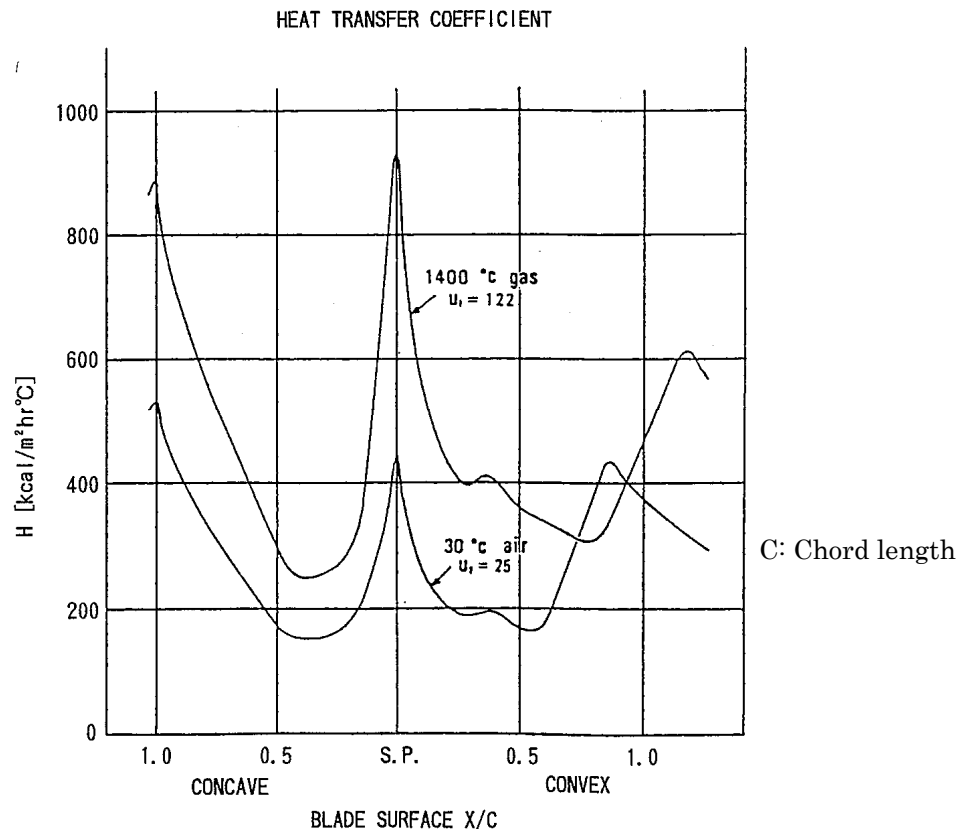


Fig. 2.3.25 Examples of analyzed heat transfer coefficient

第7ステップでは第6ステップで解析した最大熱応力が材料目標強度：400MPaを超えるかどうかをチェックする。

以上のフローにしたがって、加熱過程および冷却過程の解析を行い、静翼モデルの形状を決定した。

ただし、試験の結果、断熱ブロックからのふく射熱の影響が無視できないことがわかり、第4ステップにおいて熱伝達率を補正した。

静翼モデルの材質は Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>、SiC の2種類である。前者はヤング率と熱膨張係数の積が後者の約 1/2 であり、発生熱応力が後者に比べて低いため、空気冷却の他に He ガスによる冷却を検討した。He ガスの熱伝導率は空気の約 2 倍であり、空気と同じ流速であれば、熱伝達率は約 2 倍に増加し、熱応力換算では約 1.8 倍に増加する。このような理由から Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> の試験時は He ガスも使用した。

### 2.3.3.5 熱衝撃試験結果

試験は静翼を 1,400℃で均一に加熱した後、段階的に冷却空気または He ガスの速度を増加していく方法で行った。

Table 2.3.4 に Model A (SiC) の試験結果を示す。空気冷却で最大 164m/s（応力換算で 630MPa）まで試験を行ったが、破壊には到らなかった。

Table 2.3.4 Test results of Model A (SiC)

Model NO.	Cooling air		Initial temperature (°C)			Temperature at max. thermal stress (°C)			Max. thermal stress (MPa)
	Flow rate Q (m <sup>3</sup> /h)	Velocity U (m/s)	Max. Camber	Trailing Edge	Leading Edge	Max. Camber	Trailing Edge	Leading Edge	
1,2	1,000	106	1,350	1,190	-	1,290	1,140	-	530
3,4	1,015	107	1,380	1,210	765	1,300	1,170	680	530
5	1,030	164	1,370	1,160	-	1,300	1,110	-	630
6	900	144	1,350	1,170	-	1,310	1,100	-	600
7	1,027	164	1,360	1,130	755	1,310	1,090	660	630
8,9	1,027	106	1,380	1,190	-	1,300	1,140	-	530
10	1,030	164	1,370	1,140	780	1,310	1,100	680	630

熱応力解析結果の一例を Fig. 2.3.26 に示す。形状の対称性を考慮して静翼の 1/2 をモデル化している。最大応力は前縁部に生じている。Fig. 2.3.27 に非定常熱応力の時間変化を冷却空気速度をパラメータにして表示した結果を示す。前縁部は冷却開始とともに急激に応力が上昇し、1～2 秒後に最大となり、以後、漸減していく。一方、後縁部は冷却開始とともに漸増し、5 秒後には頭打ちとなり、以後、漸減していく。

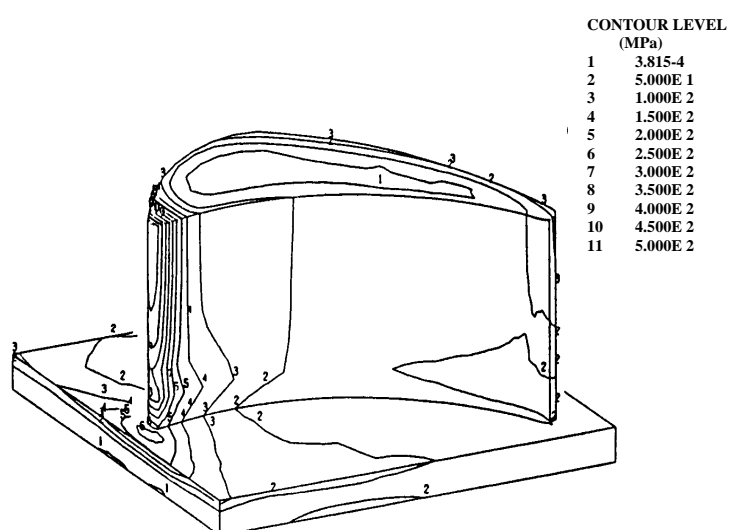


Fig. 2.3.26 An example of computed thermal stress of Model A (SiC, U=100m/s with air after two seconds)

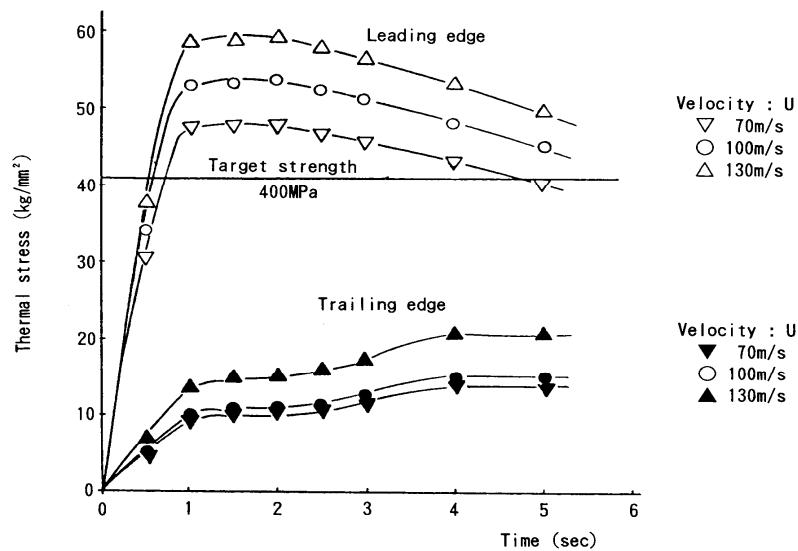


Fig. 2.3.27 Transient thermal stress of Model A

Table 2.3.5 および Table 2.3.6 にそれぞれ Model B (SiC)、Model B (Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>) の試験結果を示す。

Table 2.3.5 Test results of Model B (SiC)

Model NO.	Cooling air		Initial temperature (°C)			Temperature at max. thermal stress (°C)			Max. thermal stress (MPa)
	Flow rate Q (m <sup>3</sup> /h)	Velocity U (m/s)	Max. Camber	Trailing Edge	Leading Edge	Max. Camber	Trailing Edge	Leading Edge	
1,2	1,022	109	1,340	1,100	-	1,290	1,070	-	510
3,4	1,027	109	1,380	1,160	-	1,290	1,100	-	510
5	854	130	1,370	1,180	-	1,300	1,120	-	<b>550(Frac.)</b>
6	1,000	160	1,360	1,170	780	1,310	1,100	750	600
7	1,039	166	1,380	1,110	-	1,300	1,090	-	630
8	1,000	160	1,385	1,120	800	1,310	1,090	780	530
9	903	144	1,360	1,180	800	1,310	1,025	720	570
10,11	1,010	107	1,380	1,250	-	1,320	1,160	-	510
12,13	1,027	109	1,370	1,200	-	1,300	1,130	-	510
14	700	112	1,370	1,210	-	1,340	1,150	-	<b>530(Frac.)</b>
15	1,030	164	1,370	1,200	770	1,320	1,100	750	590
16	840	134	1,340	1,210		1,280	1,170		550
17	1,027	164	1,370	1,150	780	1,330	1,080	760	590

Table 2.3.6 Test results of Model B (Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>)

Model NO.	Cooling air		Initial temperature (°C)			Temperature at max. thermal stress (°C)			Max. thermal stress (MPa)
	Flow rate Q (m <sup>3</sup> /h)	Velocity U (m/s)	Max. Camber	Trailing Edge	Leading Edge	Max. Camber	Trailing Edge	Leading Edge	
1	906	145	1,360	1,160	-	1,290	1,110	-	245
2	900	144	1,380	1,120	-	1,310	1,070	-	245
3	1,040	168	1,370	1,140	-	1,330	1,090	-	265
*4	360	80	1,400	1,355	-	1,340	1,190	-	400
*5	432	96	1,385	1,280	-	1,280	1,130	-	420
*6	576	128	1,385	1,280	-	1,130	875	-	450
*7	720	160	1,370	1,280	-	1,145	920	-	470
*8	617	137	1,355	1,280	-	1,205	995	-	460

Model B (SiC)は 550MPa で 1 個、530MPa で 1 個が破壊した。Fig. 2.3.28 に破壊状況を示す。Fig. 2.3.18 の円筒モデルと同様に、典型的な熱衝撃破壊モードを呈している。

Model B (Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>)については、He ガスで最大 160m/s（応力換算で 470MPa）まで試験を行ったが破壊に到らなかった。熱応力解析結果の一例を Fig. 2.3.29 に示す。Model A と同様に、形状の対称性を考慮して静翼の 1/2 をモデル化している。最大応力は Model A と同様に前縁部に生じている。

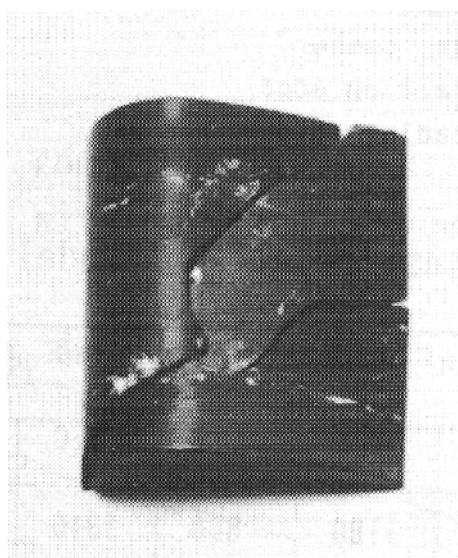


Fig. 2.3.28 An example of fracture of Model B

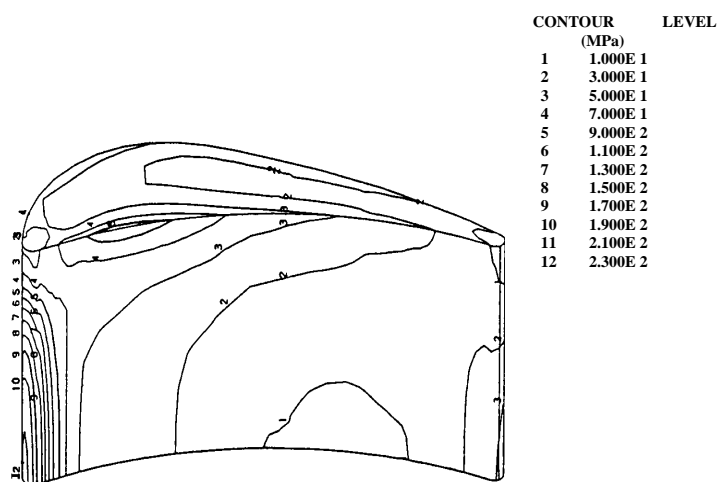


Fig. 2.3.29 An example of computed thermal stress of Model B (Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub>, U=100m/s with air after two seconds)

Fig.2.3.30 に Model A (SiC)の熱応力 ( $\sigma$ )、有効体積 ( $V_e$ )、破壊確率 ( $P_f$ ) の時刻歴を示す。応力分布が時間変化するため、 $V_e$  や  $P_f$  も時間変化する。 $V_e$  が  $5\sim 11\text{mm}^3$  と極めて小さいため、静翼の強度は試験片レベルに達し、 $P_f$  は 1~2 秒後に最大でも 10%程度である。これが Model A (SiC)が破壊しなかった理由と考えられる。

以上のように、SiC、 $\text{Si}_3\text{N}_4$  とも、材料目標性能「大気中、 $1,400^\circ\text{C}$ 以上の高温環境下において最低保証強度が  $400\text{MPa}$  以上」を満足することを確認するとともに、本研究で開発した評価試験装置が静翼の評価に有効であることを示すことができた。

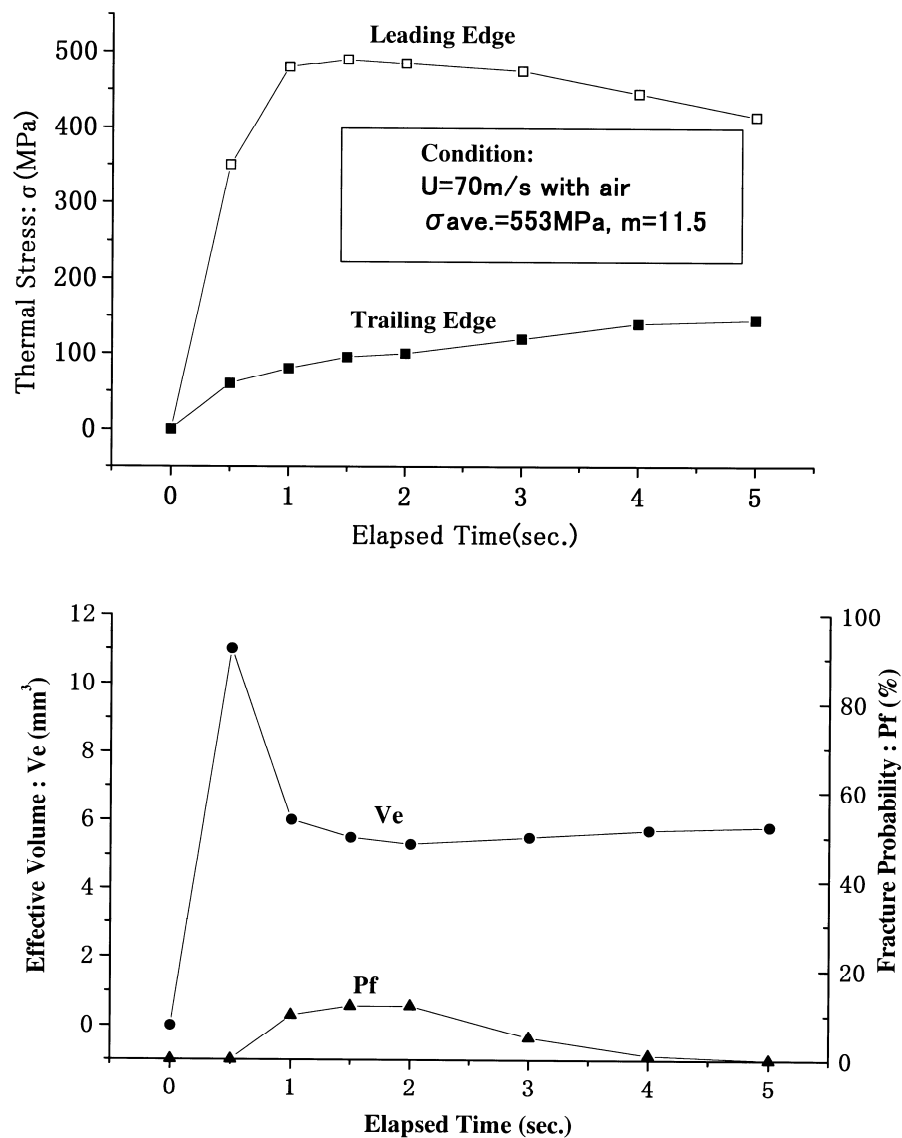


Fig. 2.3.30 Time history of  $\sigma$  and  $V_e$ ,  $P_f$  of Model A

## 2.4 実機での信頼性評価試験

2.2 項および 2.3 項で述べたように、タービン部の設計上流段階における信頼性設計および評価試験（ポジティブヘルスモニタリング）により、要素レベルでの信頼性を実証することができた。次に、これらの成果を実機エンジン上で確認した。TIT の最終目標は  $1,350^{\circ}\text{C}$  であるが、第一段階として TIT $1,200^{\circ}\text{C}$  レベルの基本型 CGT 開発を経て、最終段階の TIT $1,350^{\circ}\text{C}$  レベルのパイロット CGT を開発した。

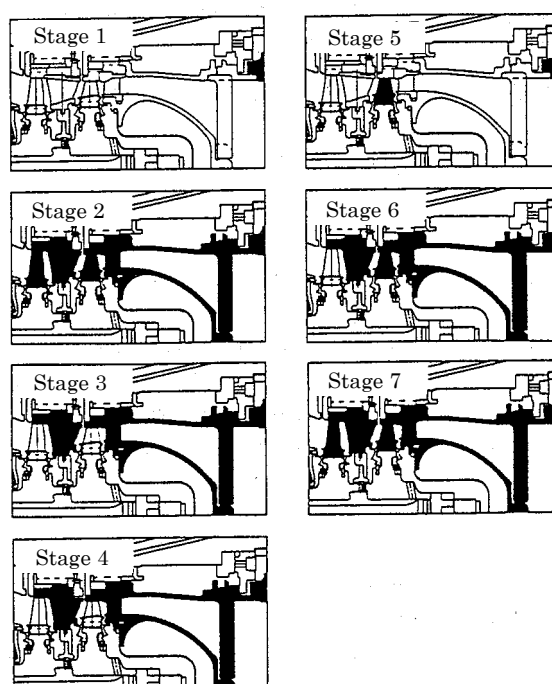


Fig. 2.4.1 Development stages of  $1,200^{\circ}\text{C}$  CGT

基本型 CGT の試験は、一度に全てのセラミック部品を試験するリスクを避けるとともに、試験の各段階での結果をフィードバックしたセラミック部品の設計変更の妥当性の確認も考慮して Fig.2.4.1 に示すように 7 段階でセラミック部品を順次組み込んで健全性を評価した。同図で黒塗り部はセラミック部品を示す。

ステージ 6 において TIT $1,200^{\circ}\text{C}$  で分オーダーの試験を実施した後、20 時間を越える長時間信頼性の実証試験を実施した。その後、全セラミック部品を搭載した試験（ステージ 7）を実施した。Fig. 2.4.2 に TIT $1,200^{\circ}\text{C}$  で 7 時間の連続運転を行った後の高圧段動翼の状況を示す。酸化により白色化しているが、全翼とも損傷はなく健全であ

った。また、Fig. 2.4.3 にステージ7 試験後の低圧段動翼の状況を示す。高圧段に比べて温度が低いため酸化は見られない。全翼とも何ら損傷はなく健全である。

こうして、TIT1,200℃レベルにおけるハイブリッドロータ式タービンの健全性を実証することができた。



Fig. 2.4.2 1<sup>st</sup> stage ceramic turbine blades after endurance test

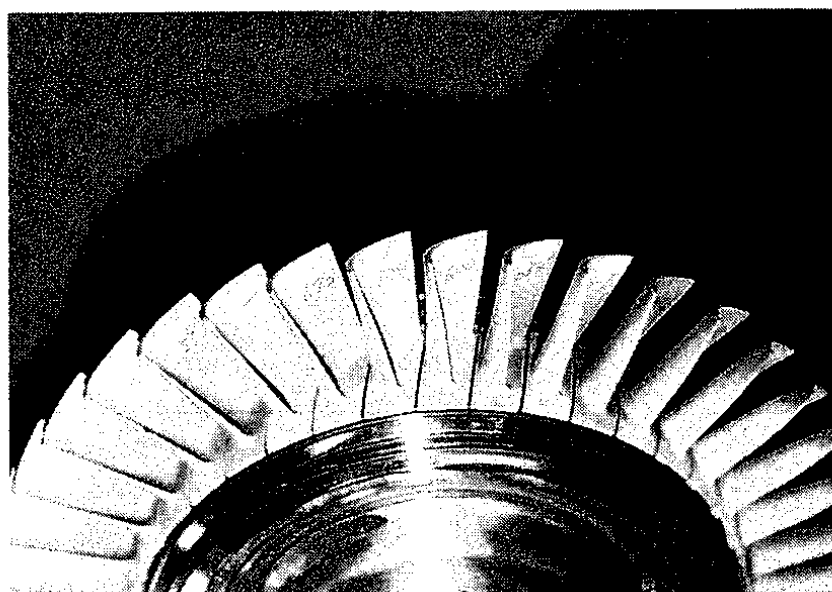


Fig. 2.4.3 2<sup>nd</sup> stage ceramic turbine blades after endurance test



ただし、基本型 CGT の試験では、エンジン性能が計画より低いなどの問題が明らかとなり、これらの問題に対する対策を実施した後、1,350℃パイロット CGT を開発し、試験を実施した。CGT エンジン試験の様子を Fig. 2.4.4 に、タービン部の実物断面を Fig. 2.4.5 に示す。

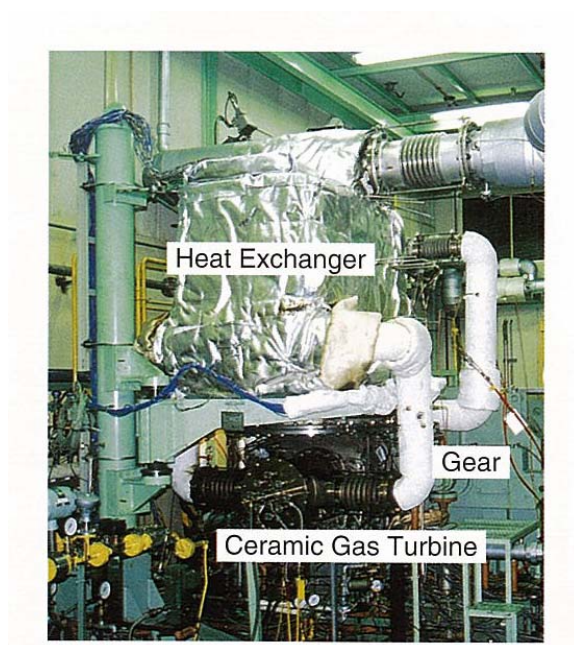


Fig. 2.4.4 Engine test of CGT301

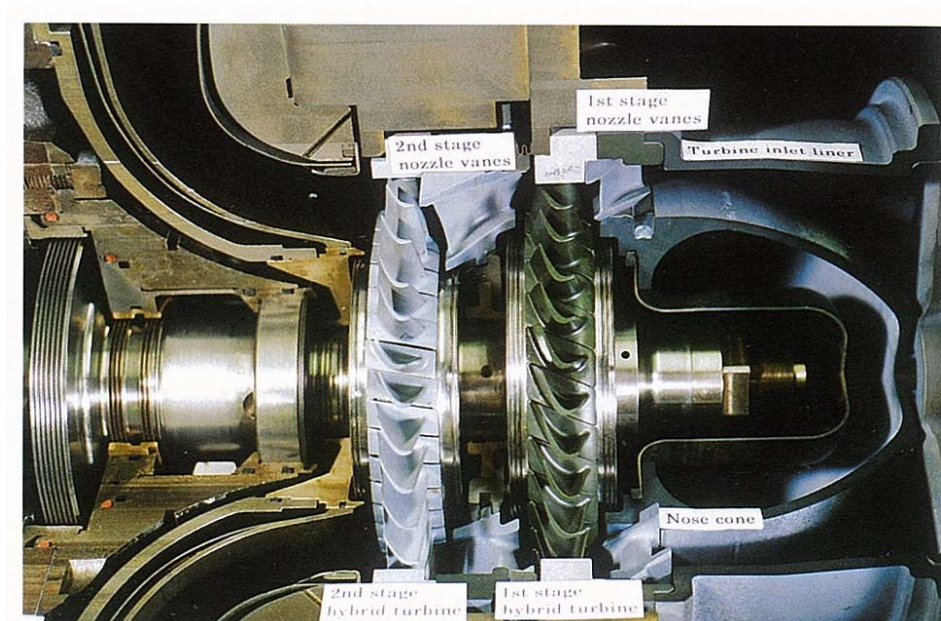


Fig. 2.4.5 Cut out model of CGT301

最終的な CGT の累積運転時間を Fig. 2.4.6 に示す<sup>(20)</sup>が、TIT1,350℃レベルで構造信頼性を実証するに到った。開発初期段階における信頼性設計と評価試験（ポジティブヘルスマモニタリング）の成果の結集といえる。同図に示すようにパイロット CGT の累積運転時間は約 120 時間（基本型 CGT を含めると約 280 時間）を達成することができた。

ハイブリッドロータ式タービンに関しては 1970 年代から欧米の種々のプロジェクト（BMD<sup>\*1</sup>、AGT<sup>\*2</sup>、ATTAP<sup>\*3</sup>、ATS<sup>\*4</sup>、CSGT<sup>\*5</sup>、AGATA<sup>\*6</sup> など）で研究開発が続けられてきたが、成功には到らなかった。本プロジェクトで世界に先駆けて成功したことの意義は大きい。

- \*1 Brittle Material Design（米国）
- \*2 Advanced Gas Turbine Program（米国）
- \*3 Advanced Turbine Technology Application Project（米国）
- \*4 Advanced Turbine System Program（米国）
- \*5 Ceramic Stationary Gas Turbine Program（米国）
- \*6 Advanced Gas Turbine for Automobile（欧州）

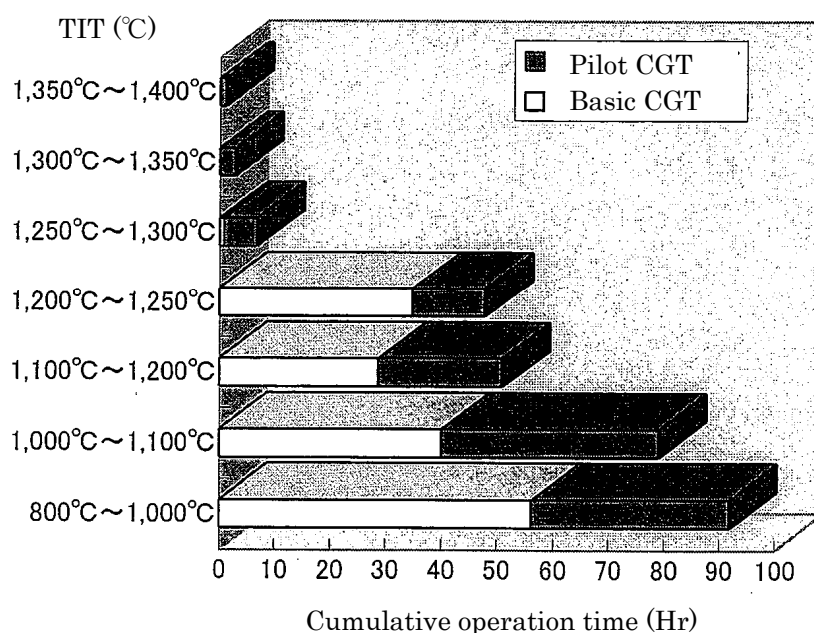


Fig. 2.4.6 Operation time of CGT301

## 2.5 結 言

300kW 級セラミックガスタービン (CGT301) のタービン部のポジティブヘルスモニタリング (開発の上流段階での積極的な信頼性設計と評価試験の実施) に関する研究を行った。この研究は要素研究開発として位置付けられるものであるが、ポジティブヘルスモニタリングにより、多くの技術課題をクリアし、世界で初めてハイブリッドロータ式タービンの開発に成功した。この成果は CGT301 エンジンに適用され、TIT1,350℃パイロット CGT は 120 時間 (TIT1,200℃基本型 CGT を含めると約 280 時間) の累積運転時間を達成することができた。

タービンロータ部の信頼性設計と評価試験で得られた知見は以下のとおりである。

- (1)タービン構造は、セラミック部品の小形化と大型エンジンへの適用を考慮してハイブリッドロータ形を採用した。
- (2)セラミック動翼植込部形状は応力集中に対する信頼性を考慮してダブテイル形とした。
- (3)ダブテイル形の形状公差が応力集中係数： $\alpha$  に及ぼす影響は、最悪ケースでも理想状態に対して 12%増加する程度である。
- (4)植込部形状は FEM による 2 次元接触応力解析で最適化を図り、ロングシャンクの採用、ダブテイル角を 60° とするなどにより、 $\alpha$  は 2.0 となった。
- (5)セラミック動翼と金属ディスク間の摩擦係数は危険断面では  $\alpha$  にほとんど影響しない。
- (6)セラミック動翼と金属ディスク間に金属箔の緩衝材を挿入し、接触面に応力の均一化を図り、片当たりを低減した。
- (7)緩衝材の材質および厚さを選定するために、両端にダブテイル形状を有するセラミック製の平板に緩衝材を装着し、セラミック動翼植込部を模擬した引張試験を行った。モデル動翼中央に貼り付けたひずみゲージにより計測される応力不均一率により緩衝効果を評価した。
- (8)3 次元翼形状を持つセラミック動翼の片当たり状況を実験的に明らかにするため、ディスク外周部にひずみゲージを貼り、真空スピントスターを利用して回転試験を実施し、テレメータシステムにより応力を測定した。その結果、片当たりによる腹側と背

側の応力差は緩衝材を挿入することで約 40%低減することが確認された。

(9)セラミック動翼の許容応力は、部材の強度分布が 2 母数ワイブル分布にしたがうものとし、時間依存破壊に対しては内在欠陥の SCG における静疲労および繰り返し疲労による強度低下を仮定し、部材全体の破壊確率をある許容値以内にするにより設定した。

(10)セラミック動翼の振動解析を実施した結果、定格回転数で 1 次曲げモードと回転 12 次との共振の可能性があるため、シールダンパを装着した。

(11) ガスリーク防止による性能向上と摩擦による翼振動減衰の機能を有するセラミックファイバ製のシールダンパ（重量：0.15g）を開発した。

(12)セラミック動翼の強度評価のため、2 枚または 4 枚の動翼を金属ディスクに装着し、TIT1,200℃、56,000rpm の条件で高温回転試験とエンジンの緊急停止、起動・停止サイクルを想定した試験を実施した。その結果、定格回転数で累積 22 時間、発停回数 30 回の試験に対して信頼性を確認することができた。

(13)高圧段動翼に対して TIT1,350℃、定格回転数 56,000rpm の 110%回転数（61,600rpm）で試験を実施した。試験後の動翼は損傷が見られず、セラミック動翼の設計手法の妥当性を確認することができた。

高温静止部品の信頼性評価試験で得られた知見は以下のとおりである。

#### 高速ガス衝突急冷法による熱衝撃評価試験

(1)He ガス衝突急冷法により、円筒形状のセラミック部品の耐衝撃性を評価することができる。

(2)冷却開始から破壊に到るまでの時間はマイクロフォンでの収録が有効である。

(3)Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> 供試体は SiC 供試体よりも厳しい冷却条件で破壊し、耐熱衝撃性に優れていることが示された。

(4)高い応力で破壊したものはクラックのブランチングが多いが、低い応力で破壊したものはブランチングが全くない。

(5) Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> 供試体では酸化処理を施した供試体の破壊応力は高くなり、酸化処理の効果を確認することができた。一方、SiC 供試体においては必ずしも明確な効果が見られな

かった。

(6)SiC 供試体の破壊強度は予測値と実験値が比較的良く一致した。しかし、 $\text{Si}_3\text{N}_4$  供試体の実験値は予測値に比べて全体的に低い。熱サイクルにより強度が低下した可能性がある。

#### 熱サイクル試験装置による熱衝撃評価試験

(1)熱サイクル試験装置で静翼の耐熱衝撃性を評価することができる。

(2)Model A (SiC)は応力換算で 630MPa まで試験したが、破壊に到らなかった。

有効体積： $V_e$  が小さく、破壊確率： $P_f$ が 10%程度と低いためと考えられる。

(3)Model B (SiC)は 2 個が破壊し、典型的な熱衝撃破壊モードを呈している。

(4)Model B ( $\text{Si}_3\text{N}_4$ )は応力換算で 470MPa まで試験したが、破壊に到らなかった。

(5)Model A, Model B とも材料開発目標強度：400MPa 以上を満足した。

実機エンジンでの信頼性評価試験で得られた知見は以下のとおりである。

(1)要素研究で開発したハイブリッドロータ式タービンを TIT1,200℃レベルの基本型 CGT に適用し、TIT1,200℃での信頼性を確認した。

(2) 次に、ハイブリッドロータ式タービンを TIT1,350℃パイロット CGT に適用し、TIT1,350℃レベルでの信頼性を確認した。累積運転時間は 120 時間（TIT1,200℃基本型 CGT を含めると約 280 時間）を達成した。

なお、本研究は通商産業省（現経済産業省）工業技術院の次世代産業基盤技術開発制度に基づき、新エネルギー・産業技術総合開発機構よりファインセラミックス技術研究組合が昭和 56 年度より委託を受けた「ファインセラミックスの研究開発」（昭和 63 年度より「石炭ガス化用セラミックスタービンの要素技術開発」）および通商産業省工業技術院ニューサンシャイン計画の一環として、新エネルギー・産業技術総合開発機構より委託され昭和 63 年度～平成 10 年度に実施された「コージェネレーション用再生一軸式セラミックガスタービンの研究開発」の一環として行われたものである。

## 第2章の参考文献

- (1) M. Saito et al. “Development of 300kW Class Ceramic Gas Turbine (CGT301), ASME 93-GT-49
- (2) M. Sakakida et al. “300 k W Class Ceramic Gas Turbine Development (CGT301), ASME 94-GT-125
- (3) M. Tatsuzawa et al. “Development of 300 kW-class Ceramic Gas Turbine (CGT301) Engine System, ASME 95-GT-201
- (4) 田中 眞也, 佐々 正, 「300 k W 産業用セラミックガスタービンーCGT301・コージェネレーション用再生式1軸セラミックガスタービン」, 日本ガスタービン学会誌, vol.22, No.87, (1994)
- (5) M. Tatsuzawa et al. “Development of 300kW-class Ceramic Gas Turbine (CGT301)” , 1995 Yokohama IGTC-124
- (6) 西田 正孝著, 「応力集中ー増補版」, 森北出版
- (7) K. Tagashira et al. “Application of Ceramics to Gas Turbine Blades” , CIMAC 95-G01
- (8) K. Tagashira et al. “Evaluation of Reliability of Inserted Ceramic Blades by Hot-spin Testing” , 1995 Yokohama IGTC-68
- (9) A. Suzuki, J. Hamanaka, “Design Guide for Fine Ceramic Components” , Ishikawajima-Harima Engineering Review, 33[2], pp.143-147(1993)
- (10) 鈴木 章彦, 浜中 順一, “A Design Guide for Fine Ceramic Components” , ファインセラミックス次世代研究開発の軌跡と成果, ファインセラミックス技術研究組合, pp.1997-2038 (1993)
- (11) 小堀 与一 訳, 「機械振動入門」, 丸善
- (12) Prohl.M.A., Trans. ASME, 80-1(1958), pp. 169-180
- (13) Naguib.M.M., Eidgenoessische Technische Hochschule(Zurich), Report No.9 (1965), 117
- (14) 岩城 史典, 三堀 健他, 田口 英俊, 知野 千年, 平田 豊, 「高圧力過給機の開発時における強度評価 (第1報 翼振動の評価)」, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29 No.3, (2001), pp. 188-193

- (15) 岩城 史典, 三堀 健, 「小型船用ターボ過給機における翼振動の評価技術」, 日本ガスタービン学会誌, Vol.29 No.4, (2001), pp. 277-281
- (16) T. Yokoyama. et al. “Numerical and Experimental Study of Turbine Blade Vibration in Variable Geometry Turbochargers” , 2005 SAE International, 2005-01-1855
- (17) Kohmura, Y. ほか 3 名, “Evaluation of Rotor Blade Strength by cold Spin Tests for 300kW Class Ceramic Gas Turbine(CGT301)” ,95-YOKOHAMA-IGTC-67 (1995), III-77-80
- (18) Tagashira, K. ほか 2 名, “Evaluation of Reliability of Inserted Ceramic Blades by Hot Spin Testing”, 95-YOKOHAMA-IGTC-68 (1995), III-81-84
- (19) 熊田 雅弥・ほか 2 名, 「衝突噴流による熱伝達率に関する研究 (第 2 報, 2 次元空気噴流中のポテンシャルコア領域におかれた円柱からの物質伝達)」, 日本機械学会論文集, 38-315 (1972), pp. 2915-2926
- (20) 新エネルギー・産業技術総合開発機構／セラミックガスタービン技術開発研究会, 「300kW 級セラミックガスタービン研究成果集」, 1999, pp.1-26





### 第3章 インフラ構造物のポジティブヘルスモニタリング

#### 3.1 緒言

戦後の復興期に建設された多くの橋梁、道路、鉄道、建築構造物などは耐用年数を超えて供用される状態となっている。日本は地震大国であり、常に地震の脅威にもさらされている。しかし、これらのインフラ構造物は極めて公共性が高く、短期間の使用停止であっても社会活動や生活に多大な影響を及ぼすので容易に更新できない。これらを維持・管理しながらできるだけ長く使用していくことが現実的な課題である。インフラ構造物の安全性を確保するためには、ヘルスモニタリングによる劣化・損傷の検知と定期的な検査を行い、適切な修理・補強を実施していく必要がある。モニタリングすべき最も重要なパラメータは通常は構造部材の変形であり、高精度で安定なシステムを用いて変形をモニタリングし、その結果を評価する必要がある。

近年、光ファイバが変位センサとして用いられるようになってきている。これは、1970年代における光通信の光ファイバ技術の著しい進展によるものである。光エレクトロニクス的发展と通信分野での光ファイバに対する爆発的なニーズから光ファイバケーブルのコストが下がり、また、様々な周辺機器が開発されて光ファイバをセンサに用いることが現実的になってきた<sup>(1)</sup>。光ファイバ変位センサは、計測原理、測定対象、測定領域などで分類すると多くの種類があり、主要なものをまとめるとTable 3.1.1のようになる。その中でマイケルソン干渉計方式の光ファイバ変位センサは、コンクリートに埋設可能である、長寿命である、長期に安定であるなどの特長があり、とくに大型構造物のヘルスモニタリングの分野で広く適用されている<sup>(2)~(17)</sup>。

著者はこのマイケルソン干渉計方式の光ファイバ変位センサ（以後、SOFO<sup>\*1</sup>センサと呼ぶ）を橋梁、建築構造物などに適用し、これらのポジティブヘルスモニタリングに関する研究を実施した。

<sup>\*1</sup> SOFO はフランス語で Surveillance d'Ouvrages par Fibres Optiques の略称で、英語では Structural monitoring by optical fibers の意である。これは SMARTEC 社（スイス）の登録商標であり、論文の中での使用は好ましくはないが、既に、機械学会論文集、建築学会論文集、土木学会論文集で使用されていることもあり、これを略称として用います。

Table 3.1.1 Measurement principles of typical fiber optic sensors

Measurement principle	Resolution	Precision	Sensor length	Measurement domain
Frequency shift of Brillouin back scattered light	$100 \mu \varepsilon$	$100 \mu \varepsilon$	1m~10km	Distribution
Michelson interferometry	$2 \mu m$	Better than 1% of the measured deformation	0.2m~20m	Single point
Wave length shift of Fiber Bragg Grating	$1 \mu \varepsilon$	$4 \mu \varepsilon$	1cm	Multi point
Change of the amount of transparent light by micro-bending	$2 \sim 4 \mu m$	$4 \sim 20 \mu m$	0.15m~10m	Single point

## 3.2 光ファイバ変位センサ（SOFO センサ）の計測原理と特長

### 3.2.1 SOFO V システム(静的計測用)

Fig. 3.2.1 に SOFO V システムの概念図を示す。

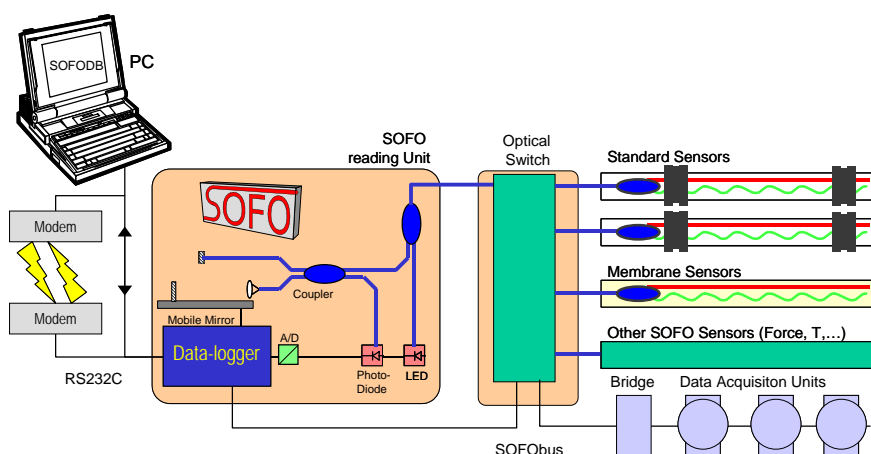


Fig. 3.2.1 SOFO V System

標準センサ、膜状センサ、他の SOFO センサ（力、温度等）などがオプティカルスイッチを介して SOFO リーディングユニット（以下、SOFO 本体と呼ぶ）に接続されている。

SOFO 本体には標準センサを最大 12 点まで接続することができる。点数が 12 点を超える場合はオプティカルスイッチにより拡張することが可能である。12 点以下の場合、オプティカルスイッチは不要である。

SOFO センサは Fig. 3.2.2 に示すように 2 本の光ファイバで構成されている。測定ファイバには、あらかじめ引張り荷重が付与されており、測定対象物に固定された 2 点間の変位に応じて伸縮する。もう一方の参考ファイバは螺旋状になっているため、その長さは固定点間の変位に左右されない。SOFO 本体はこの 2 本の光ファイバの長さの差（＝測定対象物の 2 点間の変位）を測定するものである。発光ダイオードから発射された光がセンサに送られ、カップラーによって分割された後、2 本の光ファイバに送られる。その光はセンサ端部についている鏡で反射され、カップラーによって再び集光され、SOFO 本体に戻ってくる。そこで再び 2 本の光ファイバに分光される。一方の光ファイバの端部は固定されているが、もう一方の端部は可動式の鏡になっている。測定時には、鏡の動きによる光の干渉強度の変化からセンサ部のファイバ長さの差、すなわち、測定対象物の 2 点間の変位を測定する。この測定方法はマイケルソン 2 重干渉計方式と呼ばれ、他の計測方式に比べて原理的にシンプルであり、精度、安定性とも高い。

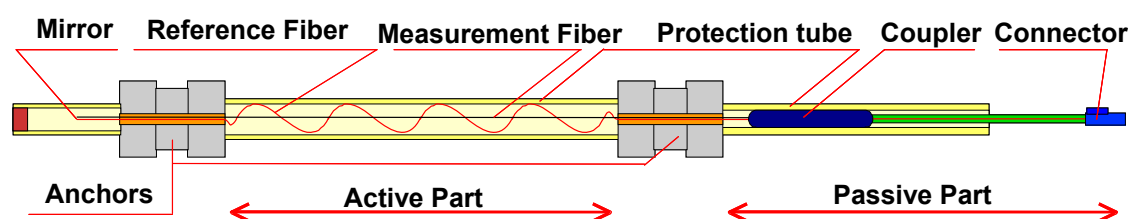


Fig. 3.2.2 SOFO Standard sensor

Table 3.2.1 に SOFO V の仕様を示す。SOFO V の分解能はセンサ長さに関係なく  $2\mu\text{m}$  である。センサはコンクリートに埋め込むことも、既設構造物の表面に取り付けることも可能である。SOFO センサと SOFO V との間は、最大 5km の長さの光ファイバケーブルで接続することができる。

計測の際に、電磁波、振動、湿度などの影響を受けないという優れた特長をもつ。SOFO 本体はバッテリー駆動であり持ち運びができる。また、防水性にも優れているため、建設現場のようにホコリや湿気の多い環境での使用に適している。

1 回の計測には約 7 秒の時間を必要とする。計測は手動、自動（時間間隔設定機能）の両方で可能である。標準センサの長さは 25cm～20m で、計測精度は計測変位に対

して 0.2% である。計測範囲は圧縮側が 0.5%、引張側が 1.0% である。

Table 3.2.1 Specifications of SOFO V

Parameter	Characteristics
Gage length	250mm~10m
Cable length	Up to 5km
Resolution	2 $\mu$ m, independent from gage length
Dynamic range of the sensors	1% elongation, 0.5 % shortening for standard sensors
Waterproof	5 bar (50m deep in water)
Calibration	None, not required
Precision	Better than 0.2% of the measured deformation
Measurement speed	Typically 6 to 10 seconds per measurement
Max. number of channels	12 (up to 100 with separate switching unit)

### 3.2.2 SOFO Dynamic システム(動的計測用)

Fig.3.2.3 に SOFO Dynamic システムの構成を示す<sup>(8)</sup>。センサは SOFO V と共通である。アナログ出力は表示および保存用のデータ収録装置に取り込む。デジタル信号は USB を介してパソコンに直接取り込み、保存および解析することができる。

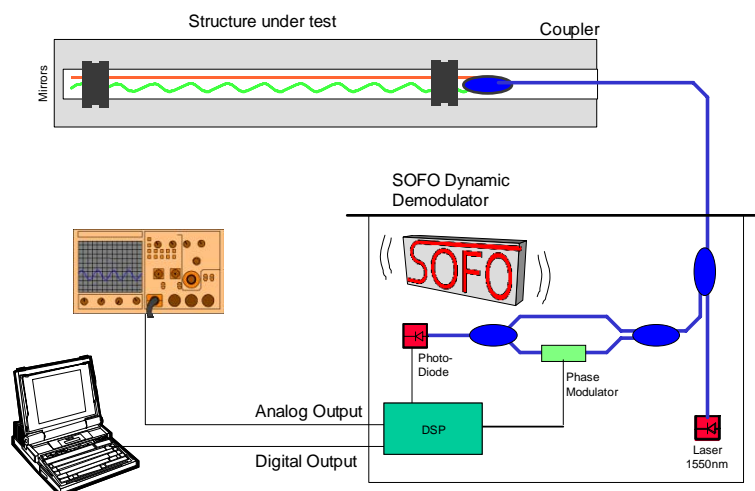


Fig. 3.2.3 SOFO Dynamic system

SOFO Dynamic は、マイケルソン干渉計とヘテロダイン低コヒーレンス干渉計の組み合わせにより動的変位を測定するものである。Table 3.2.2 にシステム仕様を示す。

0.01 $\mu$ m という高い分解能を有し、ひずみゲージでは検出できない微小なひずみを

検出することができる。測定チャンネル数は8チャンネルである。ただし、ドリフト補償機能を使用する場合は、7チャンネルとなる。

Table 3.2.2 Specifications of SOFO Dynamic

Parameter	Characteristics
Bandwidth	0 to 1kHz (up to 10kHz on special request )
Measurement range	$\pm 5\text{mm}$ (maximum deformation)
Velocity range	$\pm 10,000\mu\text{m/s}$ (maximum)
Resolution	0.01 $\mu\text{m}$
Drift	$<0.003\mu\text{m/s}$ (after 1h warm up time) $<0.5\mu\text{m/day}$ (using drift compensation)
Max. number of channels	8 (7 with drift compensation)
Digital readout	USB2.0, 1kHz, 32bits
Analog output	8channels, 10kHz, 20bits
Dimension/mass	480mm $\times$ 180mm $\times$ 440mm/12kg

### 3.2.3 SOFO センサの特長

SOFO センサはひずみゲージと比べると多くの長所を有しており、最も特徴的な点はゲージ長（測定領域）が長いことである。ゲージ長が長いことにより、ひずみゲージと比べてどのような違いが生じるのかを考察すると、SOFO V による静的計測の場合、以下の3点に要約される。

- ①ゲージ長が長いので柱状構造物の軸力計測のように広い範囲のひずみを精度良く計測するのに適している。
- ②曲げ応力計測の場合はゲージ長全体にわたって平均化されるので、最大値を計測することはできない。
- ③ひずみゲージは局所型センサであるが、SOFO は積分型センサといえる。ひずみゲージでは検出できない微小なひずみでも、SOFO センサは適切なセンサ長さを選べばその積分効果により検出が可能である。

これらの特徴は、原子力発電所のコンクリート製格納容器のひずみ測定に関する種々の研究で実証されている<sup>(15)~(17)</sup>。

SOFO センサを SOFO Dynamic による動的計測に適用した場合の特長は以下のとおりである。

動的計測の目的は、通常、構造物の健全性を評価するために危険部位の動ひずみを計測すること、および固有振動数や振動モードを把握することにある。後者の目的に対しては、ゲージ長が長く、また計測分解能が高い SOFO センサは、適切なセンサ長さを選定すれば、1本のセンサで構造物の高次の振動モードも検出できるので非常に効率的である。分解能はひずみゲージよりも約 100 倍高い驚異的な分解能  $0.01\mu\text{m}$  を有している。したがって、ひずみゲージや加速度センサでは検出できない微小な振動も計測可能である。これについては超高層ビルの柱に設置した SOFO センサによる固有振動計測で実証されている。(3.6.4 項参照)

### 3.3 鋼管の熱膨張試験

SOFO センサの温度特性を確認するために、Fig.3.3.1 に示すように鋼管の熱膨張計測を実施した。外径 1,000mm の鋼管（高さ 700mm）に長さ 0.5m の SOFO センサを軸方向に設置し、これを恒温室内に置いて室内温度を  $10^{\circ}\text{C}$  から  $25^{\circ}\text{C}$  まで徐々に上昇させた。鋼管には機械的な力は作用させず、温度変化による熱膨張だけが生じるようにした。この間、SOFO V で 30 分毎に自動計測を行った。

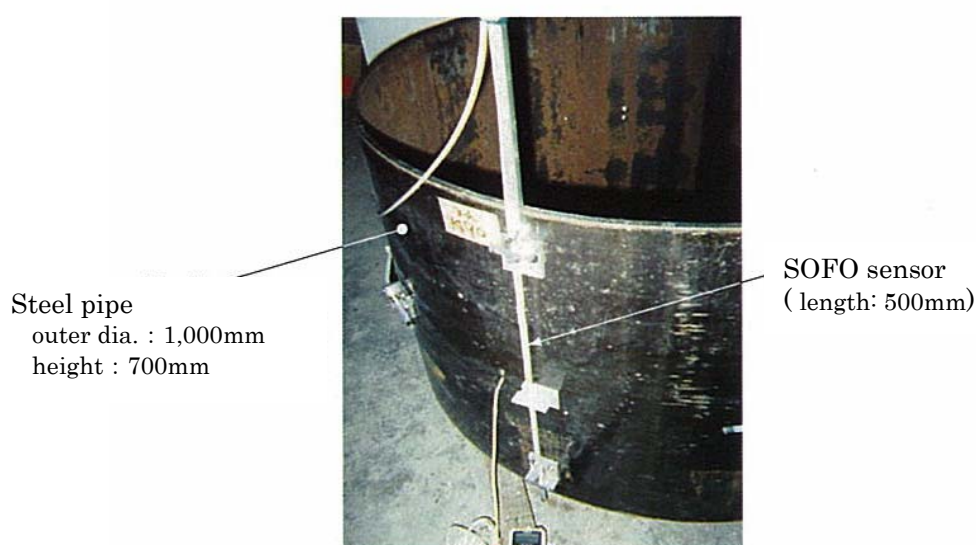
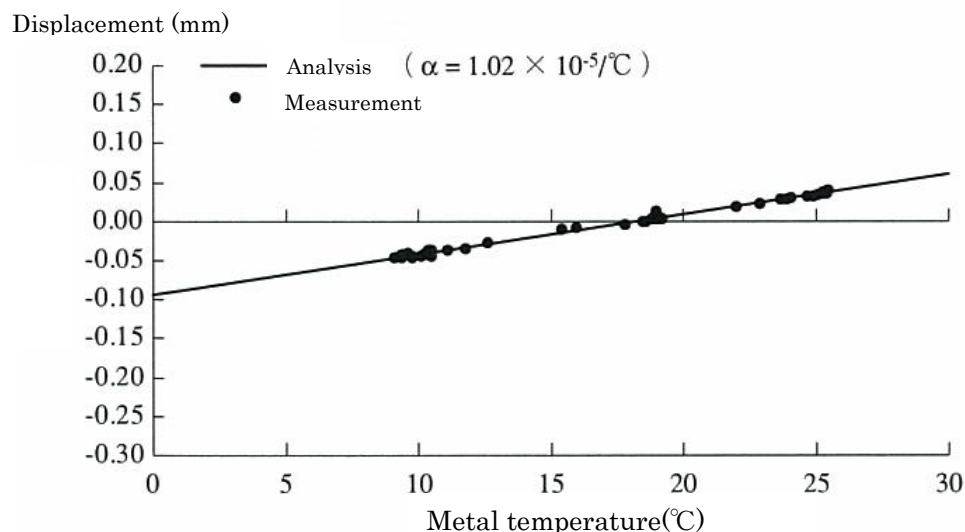


Fig. 3.3.1 Thermal expansion measurement of steel pipe

Fig. 3.3.2 に鋼管の熱膨張計測結果を示す。横軸は鋼管表面のメタル温度を、縦軸は SOFO センサの変位を示す。



(Remarks)  $\alpha$  : Thermal expansion coefficient of steel pipe

Fig. 3.3.2 Results of thermal expansion of steel pipe

図において、鋼管の熱膨張係数を  $\alpha$  とすると、計測データの傾きが  $\alpha$  となる。最小二乗法で解析した結果、 $\alpha$  は  $1.02 \times 10^{-5} / ^\circ\text{C}$  となり、これは一般的に知られている鋼の熱膨張係数 ( $1.0 \sim 1.2 \times 10^{-5} / ^\circ\text{C}$ ) と一致する。データのバラツキが小さく、SOFO センサの高い計測精度と温度変化に対する高い応答性を確認できた。

### 3.4 橋桁の静的載荷試験

#### 3.4.1 概要

橋梁においては、橋桁のたわみがモニタリングすべき重要なパラメータの一つと考えられるが、現在の伝統的な計測方法（三角測量、水レベル計、機械的変位計など）は時間がかかり、かつ、専門技術者が必要である。その結果、コストが高くなり、これらの方法による計測回数は制限されてしまう。また、センサを設置した局所的な場所のデータしか得られないので、橋桁全体の変形を把握することはできない。

橋梁のたわみを低コストで継続的に計測するためには、長期安定性に優れた変位センサをコンクリートの中、または構造物の表面に設置することがひとつの解決策である。

SOFO センサは長期に安定であり、この目的に合致したセンサである。しかし、SOFO センサは 2 点間の相対変位を計測するものであり、これを橋軸方向に設置した場合、得られる変形は橋軸方向の変位である。橋桁の健全性評価のためには垂直変位（たわみ）の評価が重要であり、SOFO センサにより計測された橋軸方向の変位を曲率解析法の適用により、たわみに変換する。

以下に曲率解析法について検討した後、橋梁での静的載荷試験の結果について述べる。

### 3.4.2 曲率解析<sup>(6)(11)</sup>

梁の曲げ変形解析に当たっては、梁の横断面は梁が曲がった後も平面を保ち、かつ、曲がった後の縦軸線に直交する位置をとるという Bernoulli の仮説を適用する。

3 個以上の支点を有する梁、即ち、スパンが 2 個以上ある連続梁の場合は、梁のスパン数を  $n$  個とすると、この梁の変位関数（たわみ）は、各スパンの境界で連続性を有する  $n$  個の 4 次式で表される。各スパンの変位関数を  $P_i^4(x)$  ( $i=1\cdots n$ ) とすると、これを 2 回微分したものが曲率関数： $P_i^2(x)$  となる。したがって、変位関数は、各スパンの  $P_i^2(x)$  を求めた後、これをスパン間の連続性（境界条件）を考慮しながら 2 回積分して決定する必要がある。

Bernoulli の仮説にしたがえば、単純梁のひずみと曲率は以下のように関係づけられる。

$$\frac{1}{r(x)} = -\frac{\varepsilon(x)}{y} \quad \cdots \cdots (3.13)$$

ただし、

$r$  = 曲率半径

$x$  = 梁の横座標

$\varepsilon$  = ひずみ

$y$  = 中立軸からの距離

中立軸に平行に設置された変位センサにより部材長さ  $\ell_1$  (Fig. 3.4.1 参照) の変形を測定する。(3.13)式を積分すると、



$$\int_0^{\ell_1} \frac{dx}{r(x)} = - \int_0^{\ell_1} \frac{\varepsilon(x) dx}{y}$$

$$\frac{1}{\ell_1} \int_0^{\ell_1} \frac{dx}{r(x)} = - \frac{\int_0^{\ell_1} \varepsilon(x) dx}{\ell_1 y} \quad \dots(3.14)$$

左辺は平均曲率を表し、右辺の分子はセンサの長さ変化を表すので、

$$\frac{1}{r_m} = \frac{-(\ell_2 - \ell_1)}{\ell_1 y} \quad \dots\dots(3.15)$$

ただし、

$r_m$  = 平均曲率半径

$\ell_1$  = 変位センサの初期長さ

$\ell_2$  = 変位センサの最終長さ

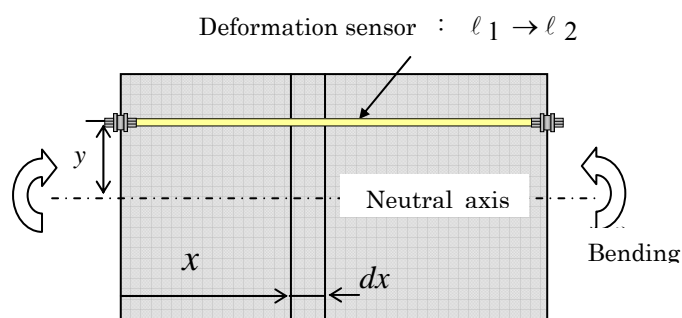


Fig. 3.4.1 Deformation of SOFO sensor for pure bending

(3.15)式は、中立軸に平行に設置された 1 本の変位センサにより梁要素の平均曲率： $\frac{1}{r_m}$  が計算できることを示す。

各スパンの曲率関数は以下のように 2 次式で表すことができる。

$$P^2(x) = ax^2 + bx + c \quad \dots\dots\dots(3.16)$$

曲率関数  $P^2(x)$  は 3 個の未知数をもっているので、一つの梁で独立した 3 箇所以上の曲率を計測する必要がある。

曲率関数：  $P_i^2(x)$  を 2 回積分すると変位関数（たわみ）：  $P_i^4(x)$  が得られる。

$$p_i^4(x) = \iint p_i^2(x) dx + \alpha_i x + \beta_i, (i = 1, 2, \dots, n) \quad \dots\dots(3.17)$$

(3.17)式は各梁要素が 2 個の未知数を持ち、全体として  $2n$  個の未知数が存在することを示す。隣り合う梁要素間の変位の連続性およびたわみ角の連続性、梁両端部でのゼロ変位から、それぞれ  $(n-1)$  個、 $(n-1)$  個、2 個で全体として  $2n$  個の境界条件式が得られるので、未知数  $\alpha_i, \beta_i$  が求まり、変位関数：  $P_i^4(x)$  が決定される。

### 3.4.3 橋梁における静的载荷試験

Fig. 3.4.2 に示すように独立行政法人土木研究所内の試験橋梁（橋種：鋼製純非合成，支間：30m，有効幅員：7.8m）に SOFO センサを設置して静的载荷試験を実施した。

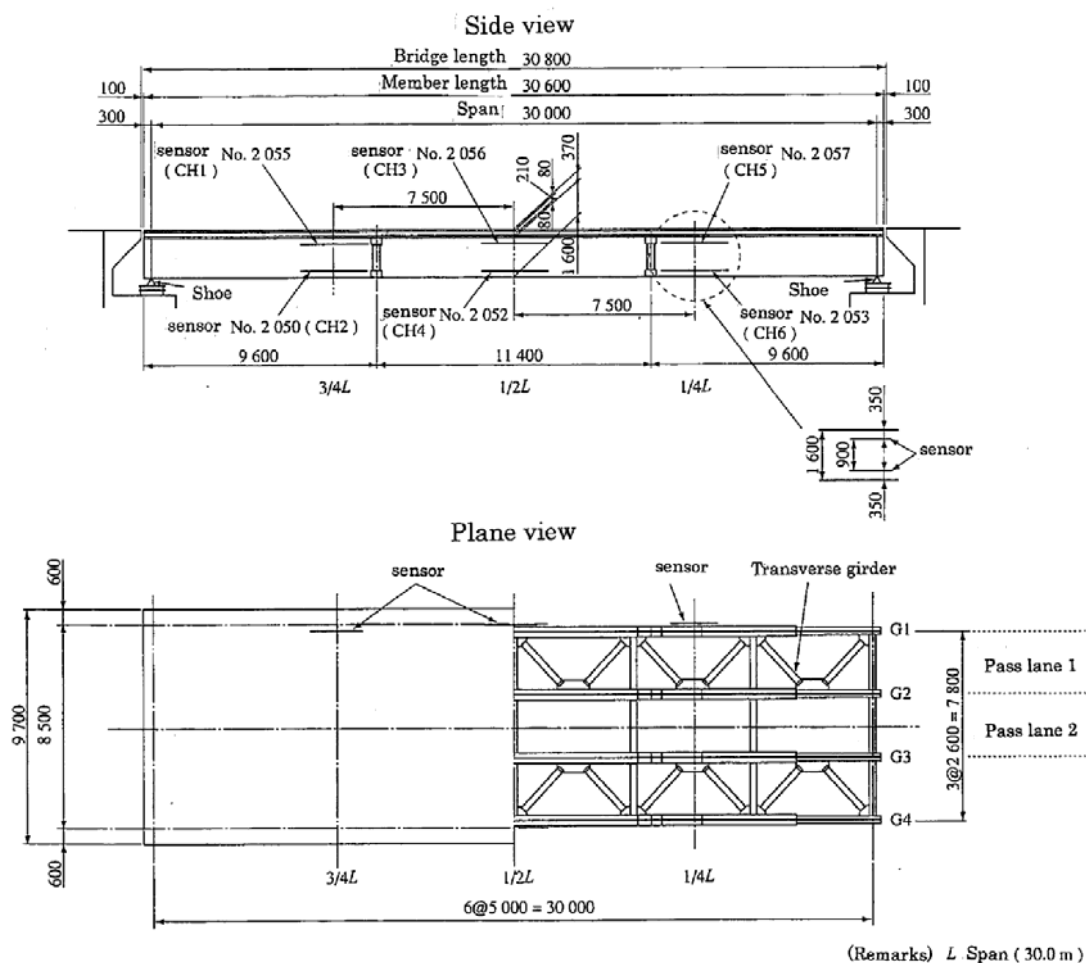


Fig. 3.4.2 Tested bridge and sensor arrangement

3.4.2 項では梁の曲率解析の一般論について述べたが、実際の橋梁では曲げと軸力の組合せや温度分布などが存在する。このため、中立軸に平行に 2 本のセンサを設置して平均曲率を計測する。

そこで、Fig. 3.4.3 に示すように SOFO センサを適切な間隔で平行に設置して 3 箇所の平均曲率を計測する。

この場合、(3.15)式を応用すれば、各組の SOFO センサ出力から  $\frac{1}{r_i}$  は以下のように計算できる。

$$\frac{1}{r_i} = \frac{\Delta \ell_{up} - \Delta \ell_{down}}{\ell \times d} \quad \dots\dots(3.18)$$

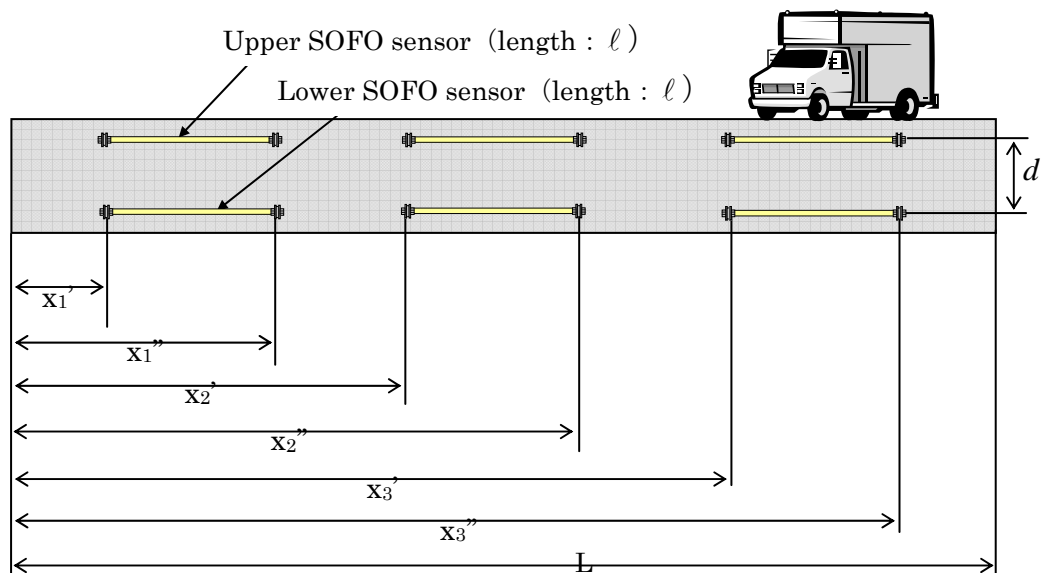
ただし、

$\Delta \ell_{up}$  : 上部 SOFO センサの変形量

$\Delta \ell_{down}$  : 下部 SOFO センサの変形量

$\ell$  : SOFO センサの元長

$d$  : 上部 SOFO センサと下部 SOFO センサ間の距離



計測対象の G 1 桁は 2 個の支点を有する 1 スパン梁である。G 1 桁の  $1/4L$ ,  $1/2L$ ,  $3/4L$  の位置に合計 6 本（各 2 本 × 3 箇所）の 3 m 長さの SOFO センサ(CH1～CH6)

を設置した。それぞれの位置で2本のSOFOセンサを900mmの間隔で上下平行に設置した。センサの設置状況を Fig. 3.4.4 に示す。



Fig. 3.4.4 SOFO sensor installation on G1 girder

3箇所 の平均曲率と支承部の境界条件( $x=0 : P^4(0)=0$ ,  $x=L : P^4(L)=0$ )から、前述の曲率解析法により桁のたわみを解析した。静荷重は、総重量 20t のダンプカーで与えた。CH1 と CH2 のデータから  $3/4L$  における橋桁の曲率を解析し、同様に CH3 と CH4 から  $1/2L$ 、CH5 と CH6 から  $1/4L$  における曲率を解析した。Fig.3.4.5 に載荷試験状況を示す。



Fig. 3.4.5 Status of loading tests

曲率解析法では剛体変位の解析はできないため、剛体変位を別途計測して SOFO センサで計測した変位関数(たわみ)に重ね合わせる必要がある。本試験ではインダクタンس式変位計により支承部の垂直変位を実測したが、これを剛体変位と仮定し、SOFO センサによる計測結果に線形的に重ね合わせた。Fig. 3.4.6～Fig. 3.4.8に G1 桁の  $1/4L$ 、

1/2L、3/4L の荷重位置における SOFO センサによる計測結果とインダクタンس式変位計による実測結果との比較を示す。荷重位置が 1/4L および 3/4L の場合、たわみ分布が中心に対して非対称になることがわかる。

SOFO センサによる計測結果を実測値と比較すると、1/2L 部で 5%～13%、1/4L 部で 1%～9%の差があり、全体的に SOFO センサの方が実測値より小さい結果となった。わずか6本のセンサで橋桁のたわみを計測していることを考慮すれば、十分な計測精度といえる。

本計測では 1/4L、1/2L、3/4L に 3 m長さの SOFO センサを設置したが、これらのセンサ間の距離が水平方向に 4.5m あり、センサ自身の長さよりも離れている。これが曲率関数を求める際の誤差要因になっている。センサ数を増加（例：3 mセンサを 4～5 組設置）することによって、さらに計測精度を向上させることが可能である。

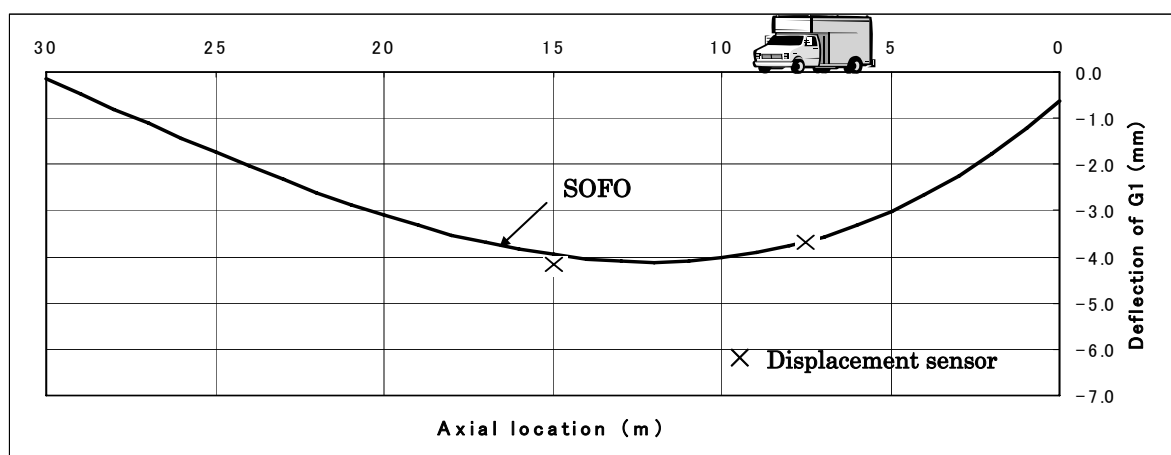


Fig. 3.4.6 Deflection of G1 girder (loading position: 1/4L)

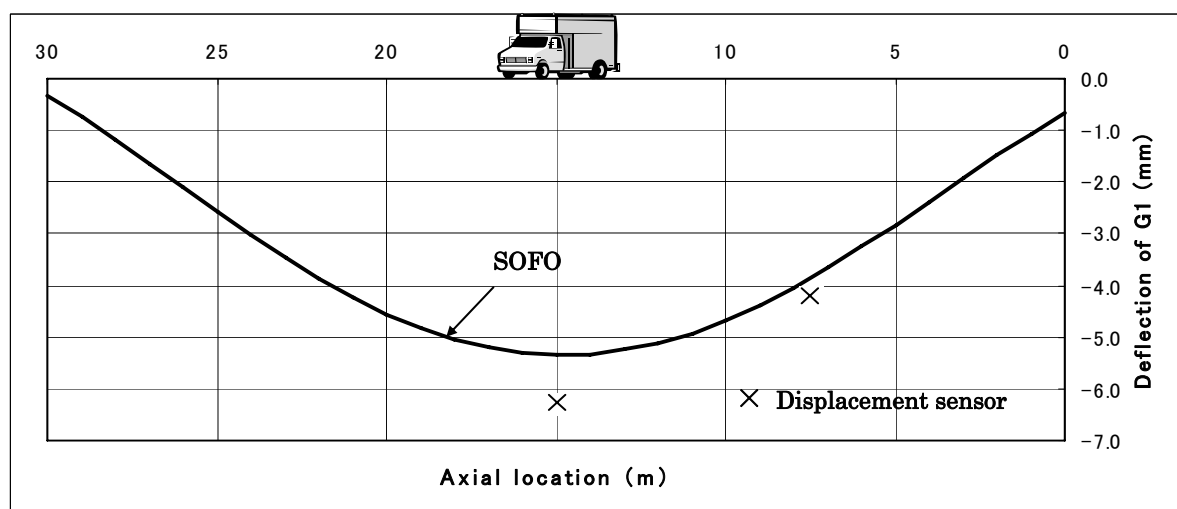


Fig. 3.4.7 Deflection of G1 girder (loading position: 1/2L)

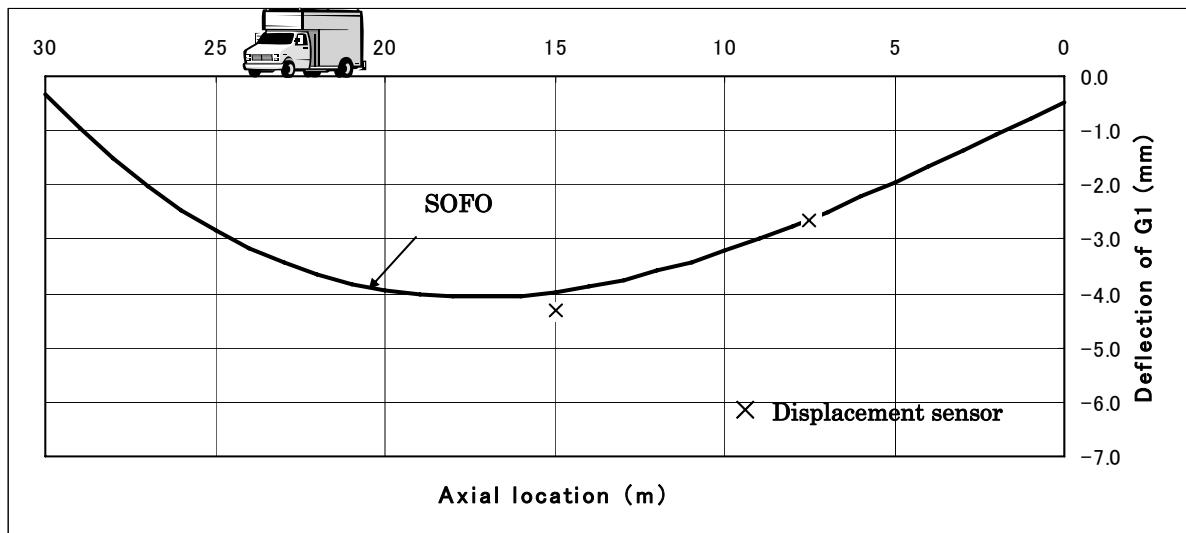


Fig. 3.4.8 Deflection of G1 girder (loading position: 3/4L)

### 3.5 橋桁の動的載荷試験

#### 3.5.1 計測項目

前述の試験橋梁を供試体として、SOFO Dynamic などによって動的な計測を行った。計測に用いたセンサを次に示す。(Fig. 3.5.1～3.5.4 参照)

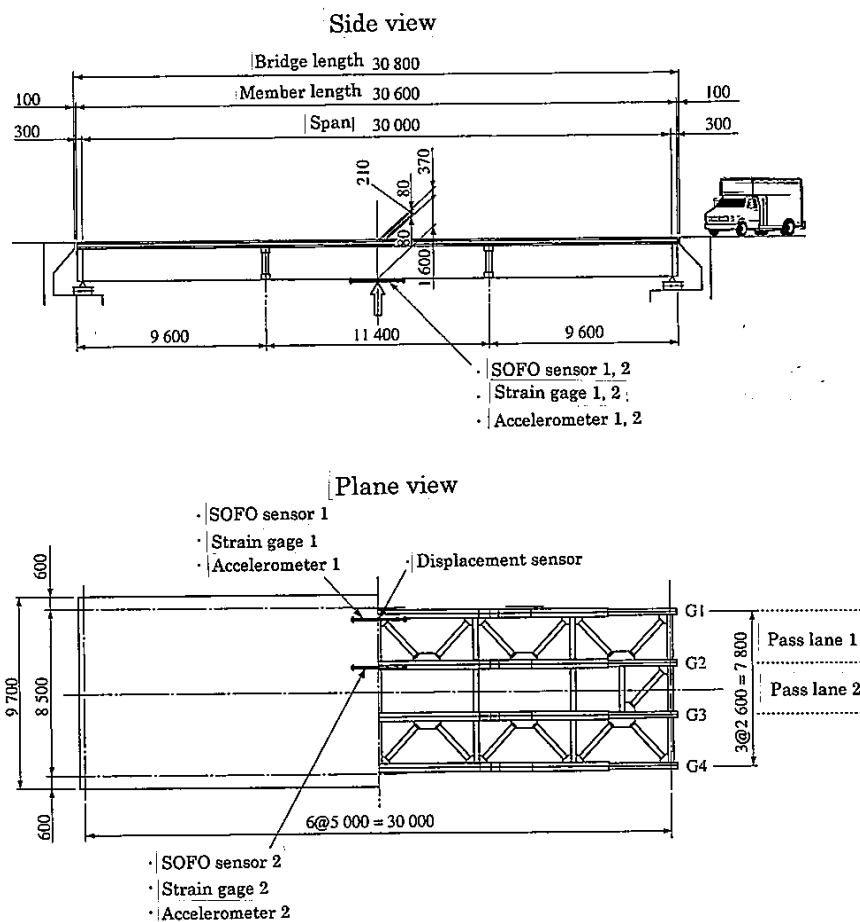


Fig. 3.5.1 Sensor arrangement at dynamic loading test (unit: mm)

(1) 桁の曲げひずみ

G1桁およびG2桁の下フランジ中央部にSOFOセンサ(長さ3m)を橋軸方向に、SOFOセンサの中央部付近にひずみゲージを橋軸方向に設置した。

(2) 桁の鉛直方向加速度

G1桁およびG2桁の下フランジ中央部に加速度センサを設置した。

(3) 桁の鉛直方向変位

G1桁の下フランジ中央部にひずみゲージ式変位計を設置した。



Fig. 3.5.2 SOFO sensor on G2 girder

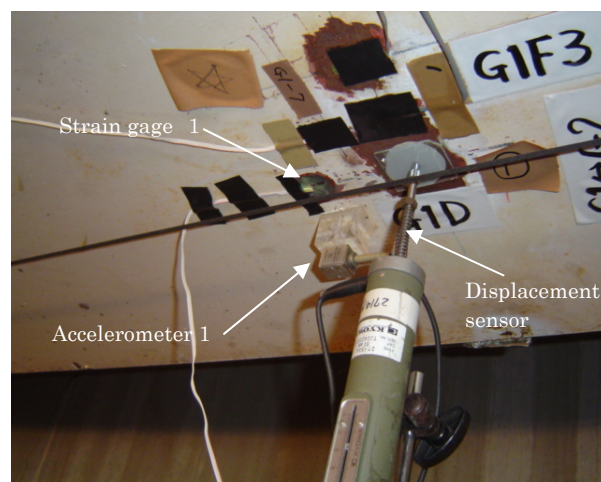


Fig. 3.5.3 Other sensors on G1 girder



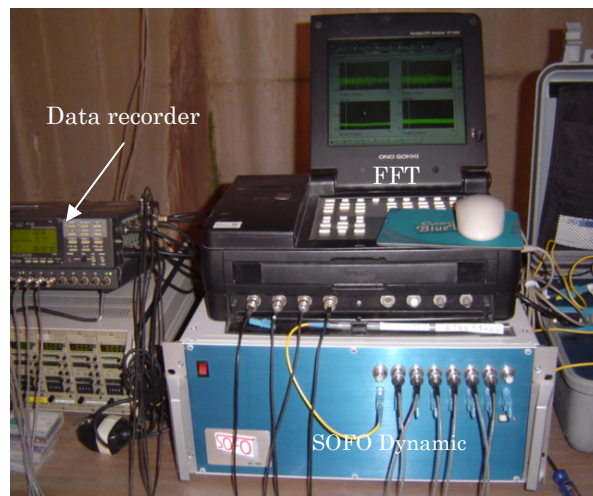


Fig. 3.5.4 Measurement system

### 3.5.2 計測条件

Fig. 3.5.5 に示すように試験橋梁のレーン 1 を使用し、走行車 1 台を通過させて計測を実施した。走行車の総重量は 1710kg(車体重量 1,640kg+運転者体重 70kg)である。

走行速度は 20km/h、40km/h、60km/h、80km/h の 4 ケースで試験した。

なお、走行車の重量の影響を調査するため、この重量を約 10%増の 1880kg にした場合の計測も行った。ただし、走行速度 40km/h のみで試験した。



Fig. 3.5.5 Status of dynamic loading test on the lane 1



### 3.5.3 試験結果および考察

計測結果の一例として、走行速度 40km/h および 80km/h の時の結果を Fig. 3.5.6 および Fig. 3.5.7 に示す。走行速度 40km/h の時の各センサの出力波形を周波数解析した結果を Fig. 3.5.8 に示す。

走行車の移動重量によって橋桁は静的にたわむと同時に励振されるため、加速度、ひずみ、変位、SOFO センサ計測値が変動している。変動成分は非常に小さいが、その周波数は Fig. 3.5.8 の周波数解析結果によるとどのデータも約 4.8Hz である。橋桁の 1 次曲げ固有振動数が約 4.8Hz であることがわかる。

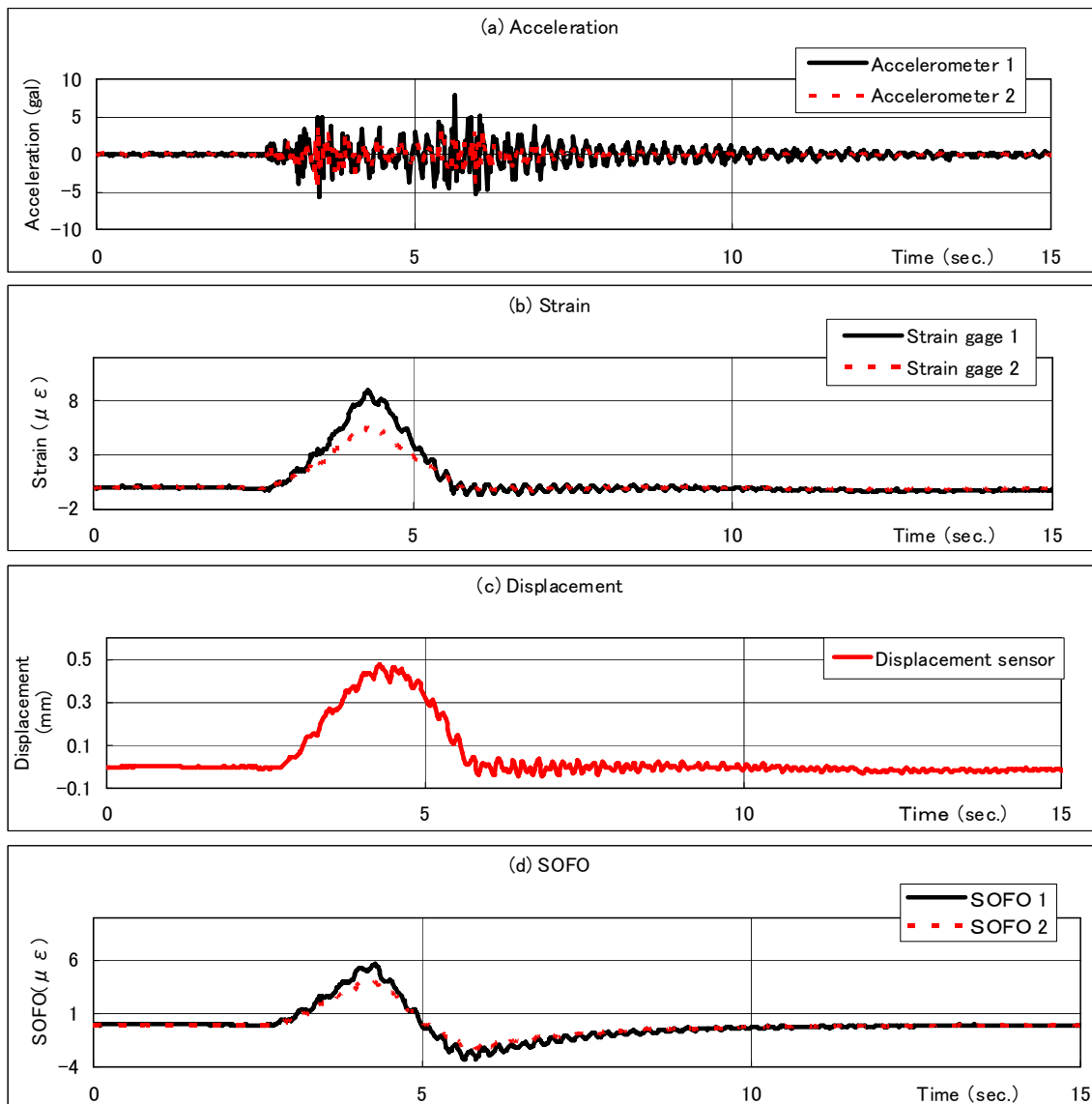


Fig. 3.5.6 Measurement results at speed of 40 km/h

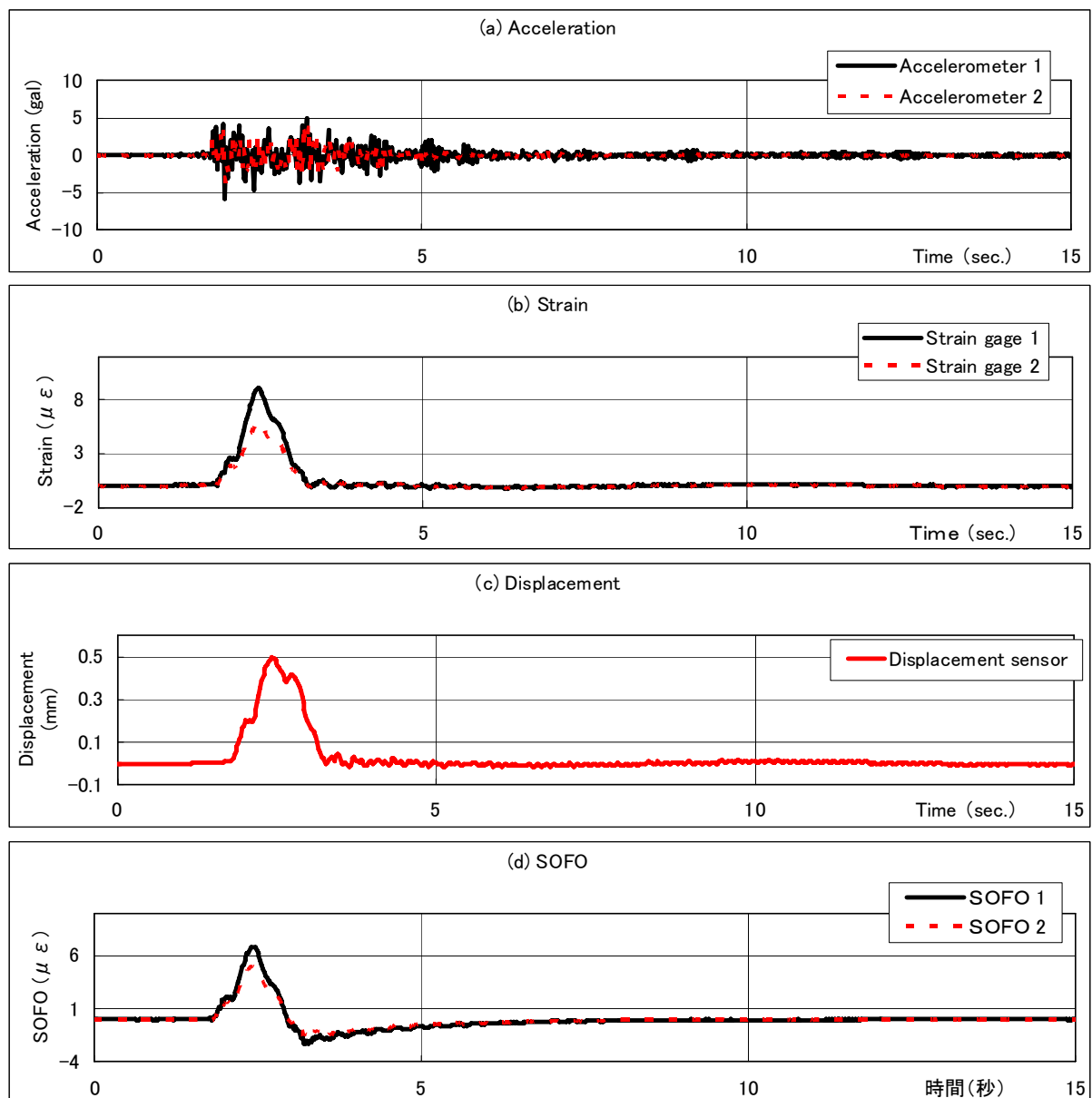


Fig. 3.5.7 Measurement results at speed of 80 km/h

走行速度が 40km/h の場合、走行車は約 2.7 秒で橋を通過する。橋桁は走行車が通過後は自由減衰振動するので、振動がゼロに戻るまでの時間は 2.7 秒より長い (Fig. 3.5.6)。橋桁の振動応答時間は走行速度が増加するにつれて減少することが、Fig. 3.5.6 および Fig. 3.5.7 から明らかである。

ひずみゲージと SOFO センサ計測値を比較すると、ひずみの最大値は走行速度に関係なく約  $9\mu\epsilon$  であるのに対して、SOFO センサは走行速度の増加とともに約  $6\mu\epsilon$  から  $7\mu\epsilon$  に増加している。3.2.3 項で述べた SOFO センサの積分効果によるもので

あり、1本のセンサで通過車両の走行速度を検知できる可能性を示している。

重量10%増の場合の計測結果を Fig. 3.5.9 に示す。走行速度が同じ 40km/h の場合の Fig. 3.5.6 と比較すると、ひずみ、変位、SOFO センサの各計測値とも静的成分は約10%増加している。SOFO センサは移動する車両の重量変化を的確に捉えており、橋梁を走行中の車両重量の検知（WIM：Weighing in motion）にも応用できる可能性がある。

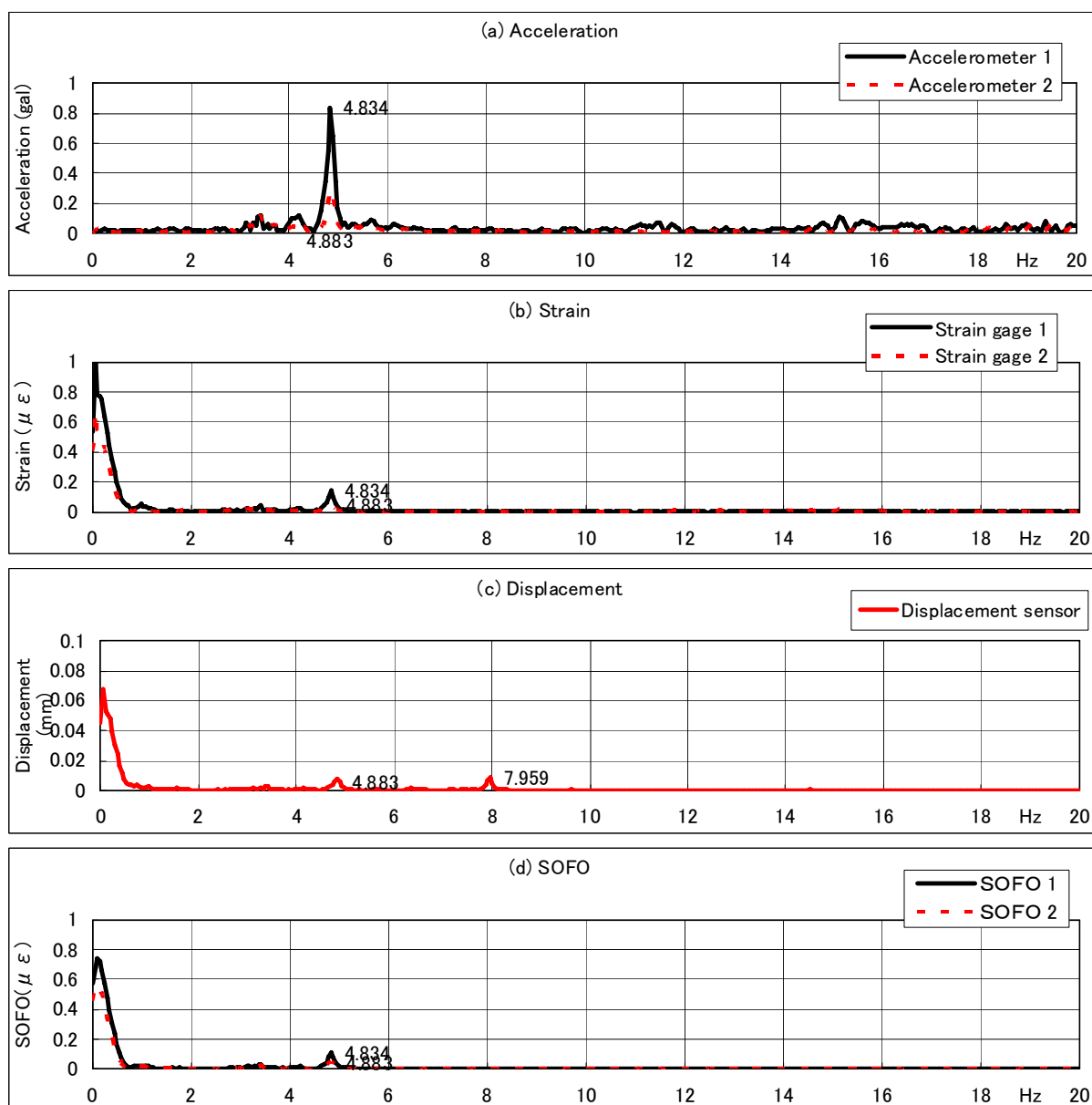


Fig. 3.5.8 FFT analysis results at speed of 40 km/h

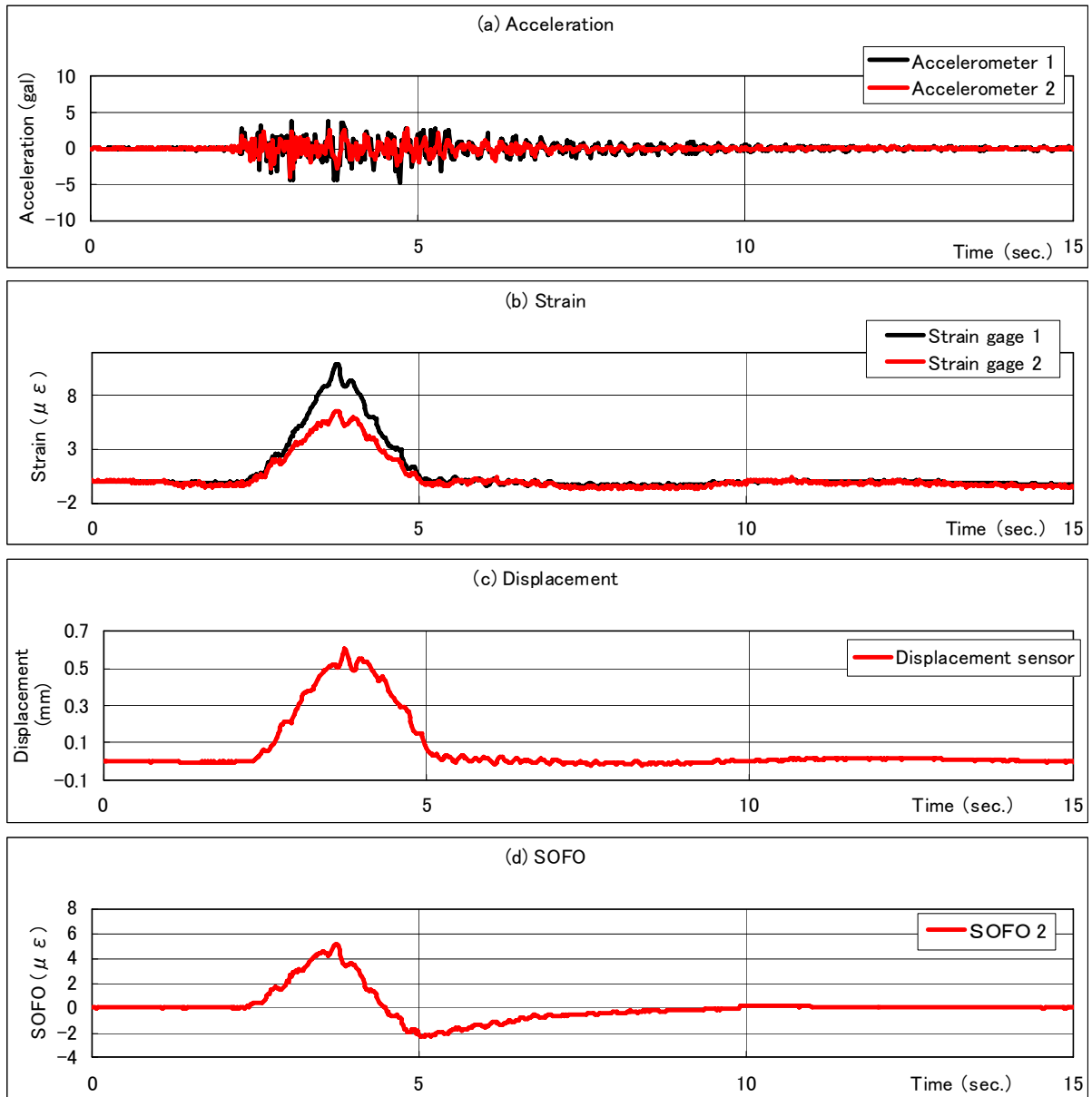


Fig. 3.5.9 Measurement results at speed of 40 km/h (weight: 1880kg)

### 3.6 超高層ビルの柱の軸力モニタリング

#### 3.6.1 超高層ビルの概要とモニタリングの目的

対象とした超高層ビル（東京都江東区豊洲）は、33 階建て、高さ約 147m であり、2004 年に建設開始、2006 年 8 月に竣工した。

2005 年 5 月に、2 階の柱に SOFO センサを設置し、以下の目的で長期モニタリングを実施中である。

- (1) 建設中は柱に作用する荷重変化を SOFO V で連続的にモニタリングし、構造設計検証の一助とする。
- (2) 建設後は、地震、台風、地盤沈下などによる柱の荷重分布変化を長期的に SOFO V でモニタリングし、ビルの健全性を監視する。
- (3) 建設中および建設後に SOFO Dynamic により動的計測（固有振動数、振動モードなど）を行い、ビルの動的挙動を把握するとともに健全性を監視する。

#### 3.6.2 センサの設置

SOFO センサを建設初期段階の 2005 年 5 月に 2 階の柱に設置した。（Fig. 3.6.4 参照） 2 階は機械室であり、柱は化粧タイルなどで覆われず、センサの設置とモニタリングが容易である。33 本の柱の中で代表的な柱 5 本（X4Y2, X4Y5, X6Y5, X7Y9, X8Y6）をモニタリングの対象とした。なお、X4Y2 などは建築区画を座標的に表示（X, Y はそれぞれ横および縦方向）したもので、当該区画内の柱であることを意味する。SOFO センサの配置図を Fig.3.6.1 に示す。柱に作用する主な荷重は圧縮軸力であり、曲げ荷重は無視できる。このため、柱 1 本について 1 本の SOFO センサを表面に設置した。一例として柱：X7Y9 への設置状況を Fig. 3.6.2 に示す。

柱の高さ(3m)とコンクリート床高さなど現場の状況を考慮して SOFO センサ長さとして 1m を選定した。柱の熱膨張による変形を評価するため、Fig. 3.6.3 に示すように SOFO センサの中央部付近に熱電対を設置し、参考として防水型ひずみゲージも 1 点貼り付けた。柱は最終的には断熱材が吹き付けられるため、すべてのセンサの端末コネクタは小さな接続箱に導いた。また、バッテリー作動の小型温度ロガーがこの接続箱の中に納められており、計測時に温度データをパソコンに取込んだ。

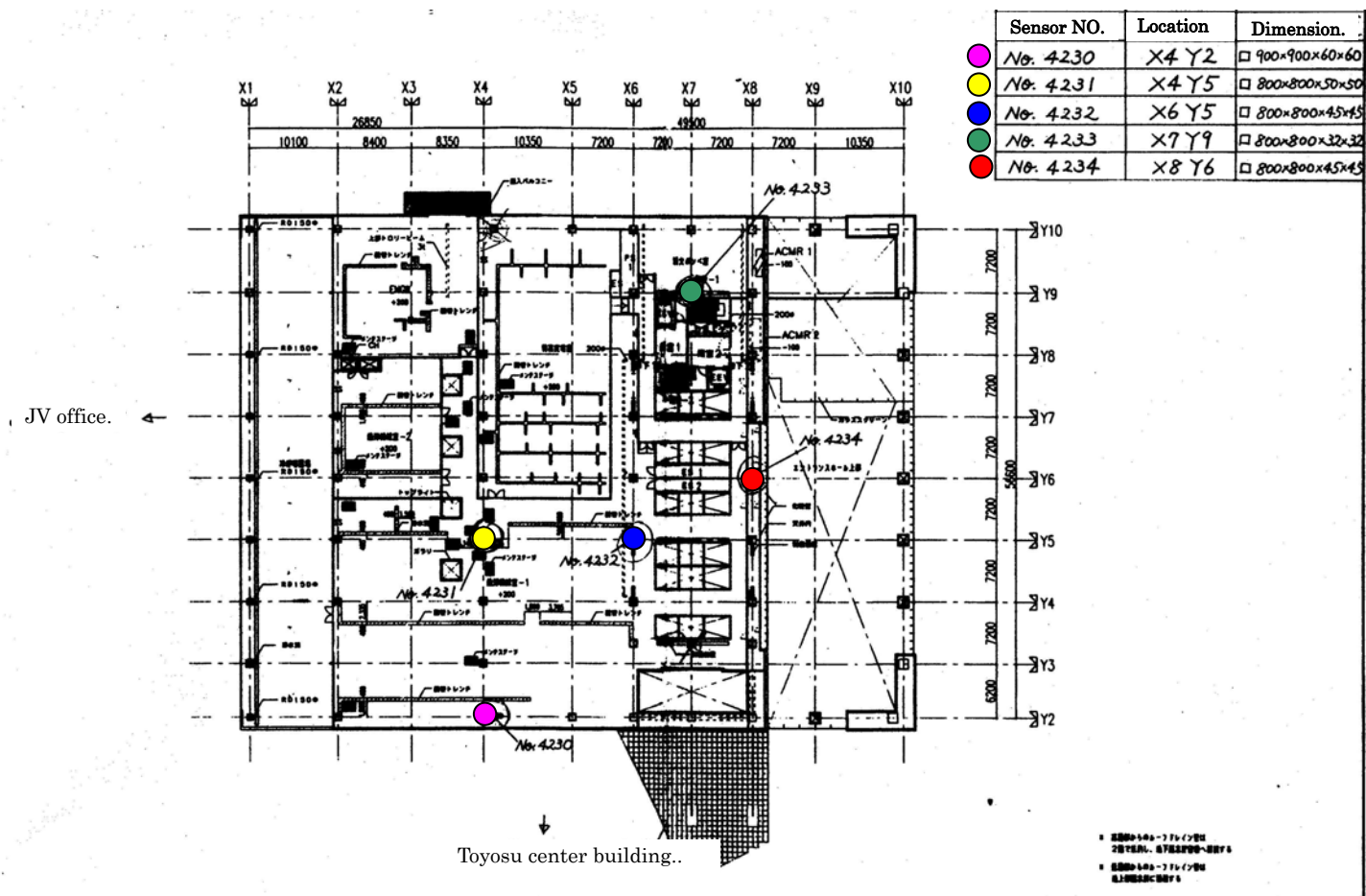


Fig. 3.6.1 Arrangement of SOFO sensors

SOFO sensor  
(length: 1m)



Fig. 3.6.2 SOFO sensor ( column: X7Y9)

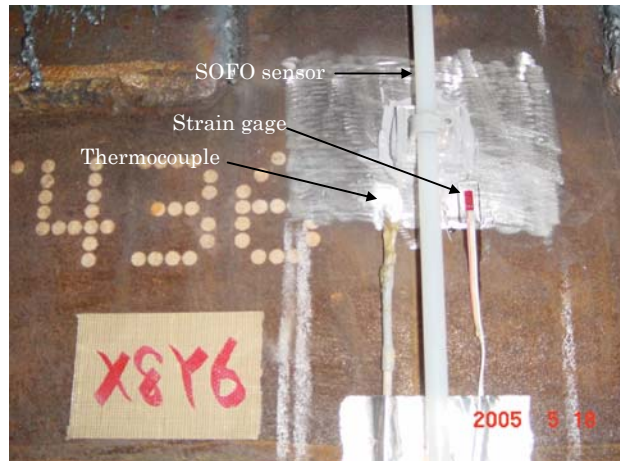


Fig. 3.6.3 Thermocouple and strain gage

### 3.6.3 SOFO Vによる静的モニタリング

SOFO センサは 2005 年 5 月 18 日に設置を完了し、同日からモニタリングを開始した。以後、この日の計測データを基準とし、竣工までは原則として 1 ヶ月毎に計測を行い、竣工後は約 2 ヶ月毎に計測を続けている。Fig. 3.6.4 に建設中のビルの写真を示す。



Fig. 3.6.4 Pictures of the building during construction

Fig. 3.6.5 に 2009 年 4 月 1 日までの柱の温度変化を示す。ただし、X7Y9 は順調にデータ取得できていたが、竣工時に熱電対と SOFO センサのケーブルが誤って切断されてしまったため、X7Y9 のデータは除外した。2006 年 8 月の竣工までは、4 本の柱の温度はそれらの位置による日照の違いでわずかではあるが、相違している。竣工後は全体が年単位でほぼ規則的に変動しているが、X8Y6 の温度が他と大きく相違している。空調装置などの影響と考えられる。

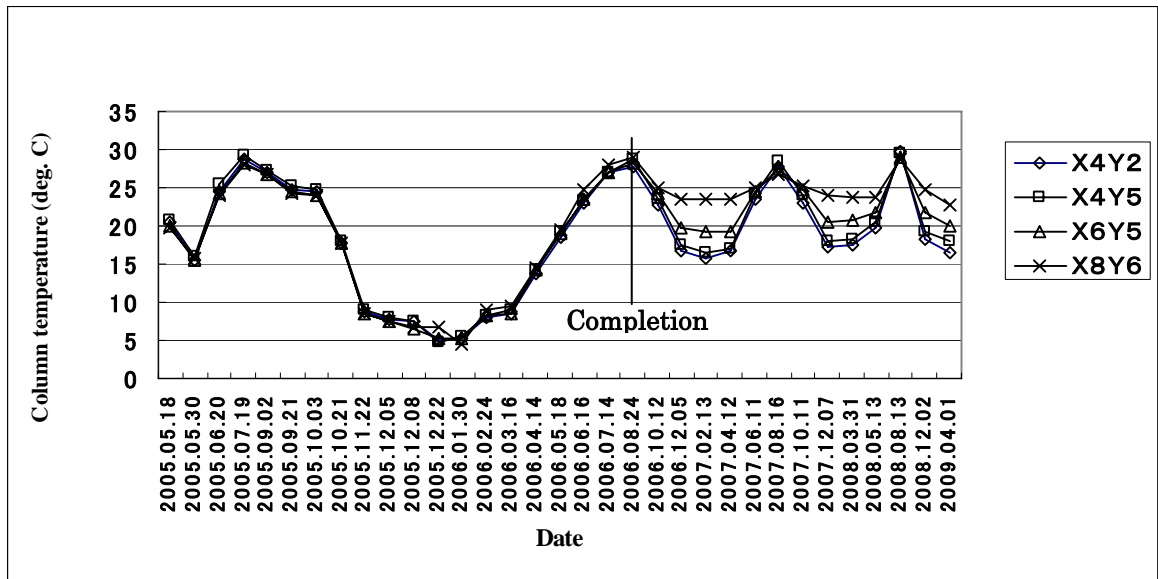


Fig. 3.6.5 Temperature changes of columns

SOFO センサの出力は鋼製柱の軸力による平均ひずみと熱膨張によるひずみが重畳したものである。熱膨張によるひずみは(3.20)式により除外した。

$$\varepsilon = \frac{(d_{sm} - d_{s0}) - d_t}{l_s} \quad (3.20)$$

ただし、

$\varepsilon$  : SOFO センサの平均ひずみ (熱膨張成分を除外)

$d_{sm}$  : SOFO センサの計測値 [mm]

$d_{s0}$  : SOFO センサの初期計測値 (2005 年 5 月 18 日) [mm]

$l_s$  : SOFO センサの長さ (=1,000mm)

$d_t$  : 熱膨張による変形で、(3.21)式で表される。

$$d_t = \alpha_t \Delta t l_s \quad [mm] \quad (3.21)$$



ただし、

$\alpha_t$  : 柱の熱膨張係数 [  $1/^\circ\text{C}$  ]

$\Delta t$  : 柱の初期温度 (2005 年 5 月 18 日) からの温度変化 [  $^\circ\text{C}$  ]

柱の軸力は(3.22)式により計算できる。

$$F = E \varepsilon S \quad (3.22)$$

ただし、

$F$  : 柱の軸力 [N]

$E$  : 柱のヤング率 [Pa]

$S$  : 柱の断面積 [ $\text{m}^2$ ]

柱の温度変化が大きいので、熱膨張によるひずみの評価はとくに重要である。熱膨張係数を実験的に求めるため、鋼材に SOFO センサを設置して熱膨張試験を実施した。SOFO センサは、L型ブラケットを介して接着剤またはボルトで固定する構造であり、ブラケットの材質 (AL と SUS) と向き (  $\downarrow$  と  $\downarrow$  )、および固定方法 (接着剤とボルト) をパラメータとして試験を実施した。

角パイプ鋼材 (120W $\times$ 60H $\times$ 5 t) を供試体とし、4 本の 0.3m-SOFO センサ (センサのシリアル NO : 6742 $\sim$ 6745) を Fig.3.6.6 のように設置した。また、鋼材温度 (Temp-1 $\sim$ Temp-3) と外気温度 (Temp-4) を計測するため、熱電対を設置した。本供試体を 4 日間屋外に曝露し、10 分毎に自動計測を行った。この試験では、鋼材に機械的荷重が負荷されていないので、外気温度の変化により鋼材は自由熱膨張する。

Fig.3.6.7 に計測結果を示す。日照の影響で外気温度より鋼材の温度の方がはるかに高いことがわかる。鋼材の中でも日照の違いでやや温度分布を生じている。鋼材の温度に対する SOFO センサのひずみをプロットすれば、その傾きが熱膨張係数となる。今回の超高層ビルのモニタリングでは、センサ : 6742 の固定方法 (AL ブラケット, 向き :  $\downarrow$  , 接着剤) を採用しているので、センサ : 6742 と Temp-1 のデータに着目して回帰分析した結果を Fig.3.6.8 に示す。熱膨張係数は最小 2 乗法で近似した結果、 $9 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$  が得られた。他のセンサ : 6743 $\sim$ 6745 ではすべて  $10 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$  という結果が得られ、しかもデータのバラツキも小さい。これにより、ブラケットの熱膨張が計測に影響を及ぼしていることがわかった。

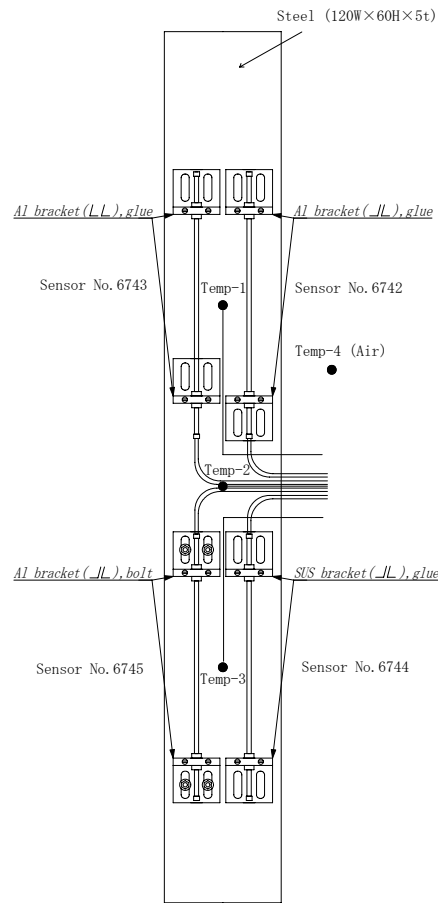


Fig. 3.6.6 Thermal expansion test of steel pipe

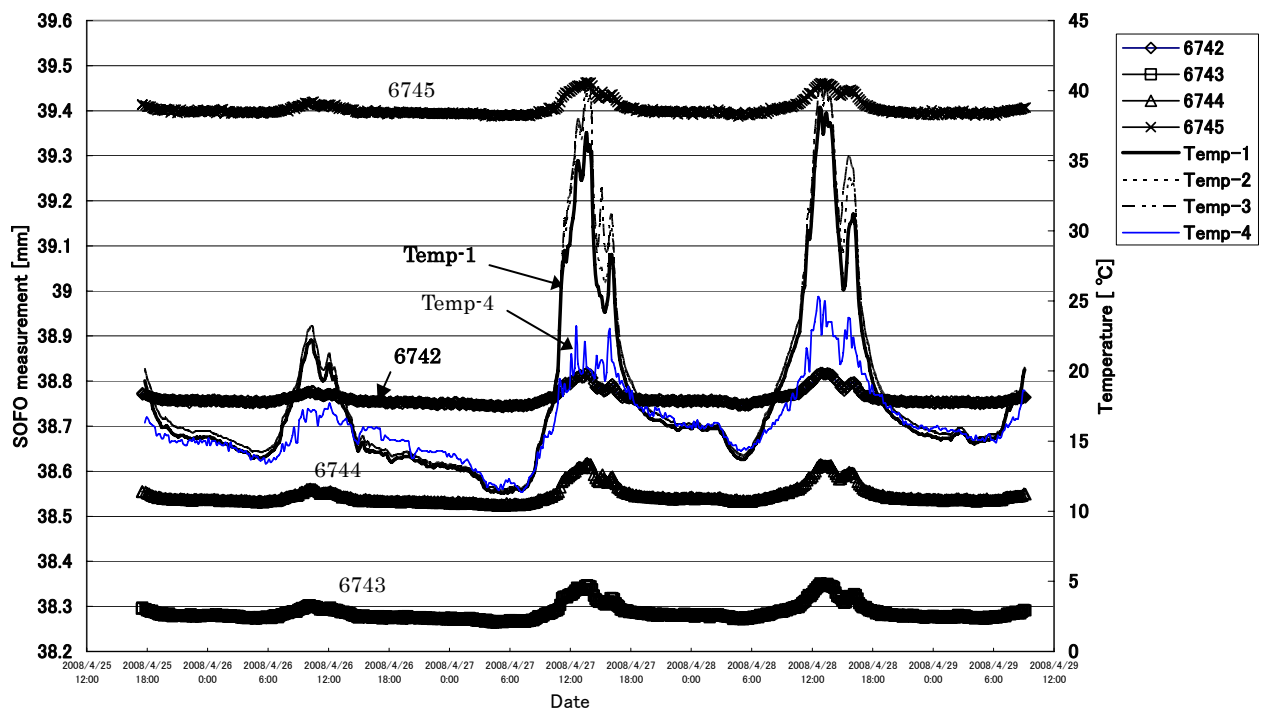


Fig. 3.6.7 Results of thermal expansion test of steel pipe

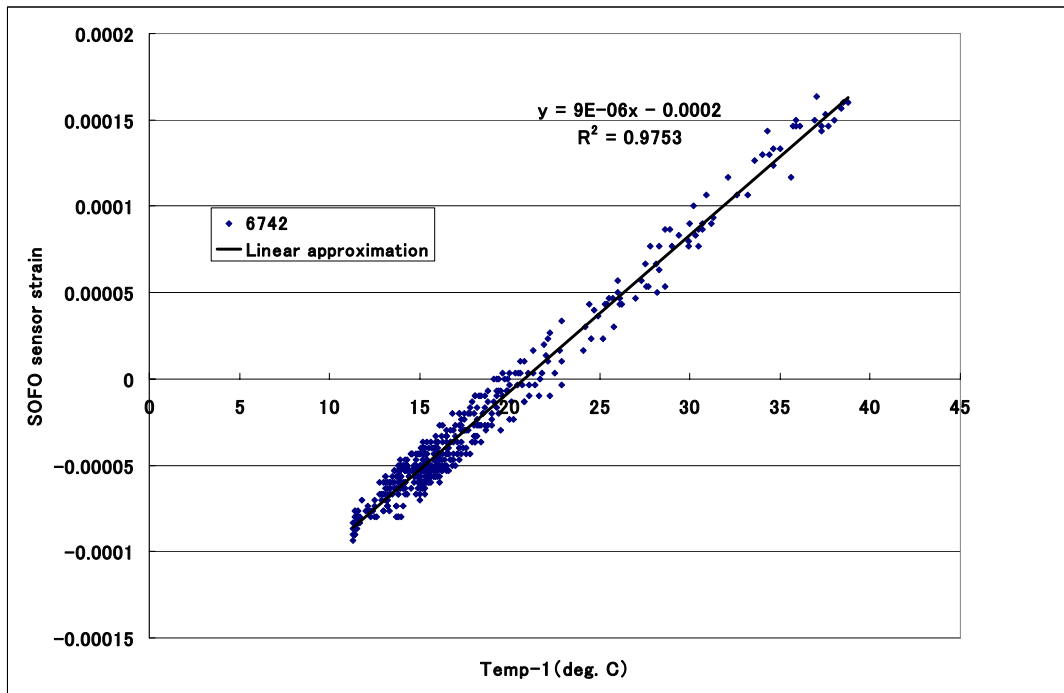


Fig. 3.6.8 Thermal expansion coefficient of steel pipe (sensor No. 6742)

熱膨張係数を  $9 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$  として(3.20)、(3.21)式から SOFO センサの軸力によるひずみを解析した。結果を Fig.3.6.9 に示す。

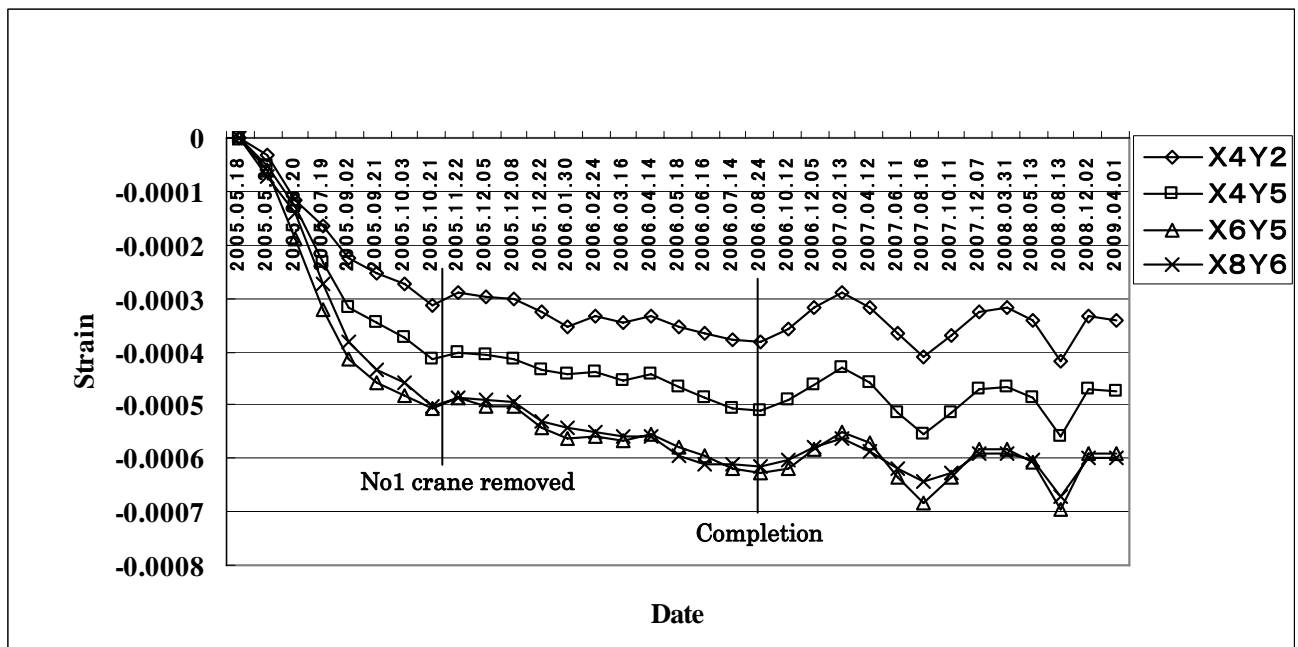


Fig. 3.6.9 Results of static strain measurements of the columns by SOFO sensors

ビル建設の初期段階には 2 基の巨大なクライミングクレーンが頂上に設置されていた (Fig.3.6.4 参照)。その内の 1 基が 2005 年 10 月 21 日～2005 年 11 月 22 日の間に撤去された。撤去により柱に作用する荷重は減少するが、Fig. 3.6.9 の当該期間に圧縮ひずみの減少傾向が明確に示されている。2006 年 8 月末のビル竣工後は、柱のひずみ変動は小さくなり、ほぼ一定値を保つものと予想していたが、結果は Fig.3.6.9 に示すように大きく変動している。

この結果の妥当性を評価するため、ひずみゲージによる計測データと比較する。Fig.3.6.10 にひずみゲージによる計測結果を示す。ひずみゲージは参考用として各柱に 1 箇所設置したものである (Fig.3.6.3 参照)。設置したひずみゲージは自己温度補償型なので、温度変化による見掛けひずみは小さく、計測されたひずみ変化はほぼ軸力変化に相当する。しかし、ゲージ長が 3mm と短く、また、計測点数が 1 点だけなので、ゲージ長：1 m の SOFO センサに比べて絶対値の計測精度は低いものの、軸力変化のトレンドは実際の状況を概ね捉えていると考えられる。

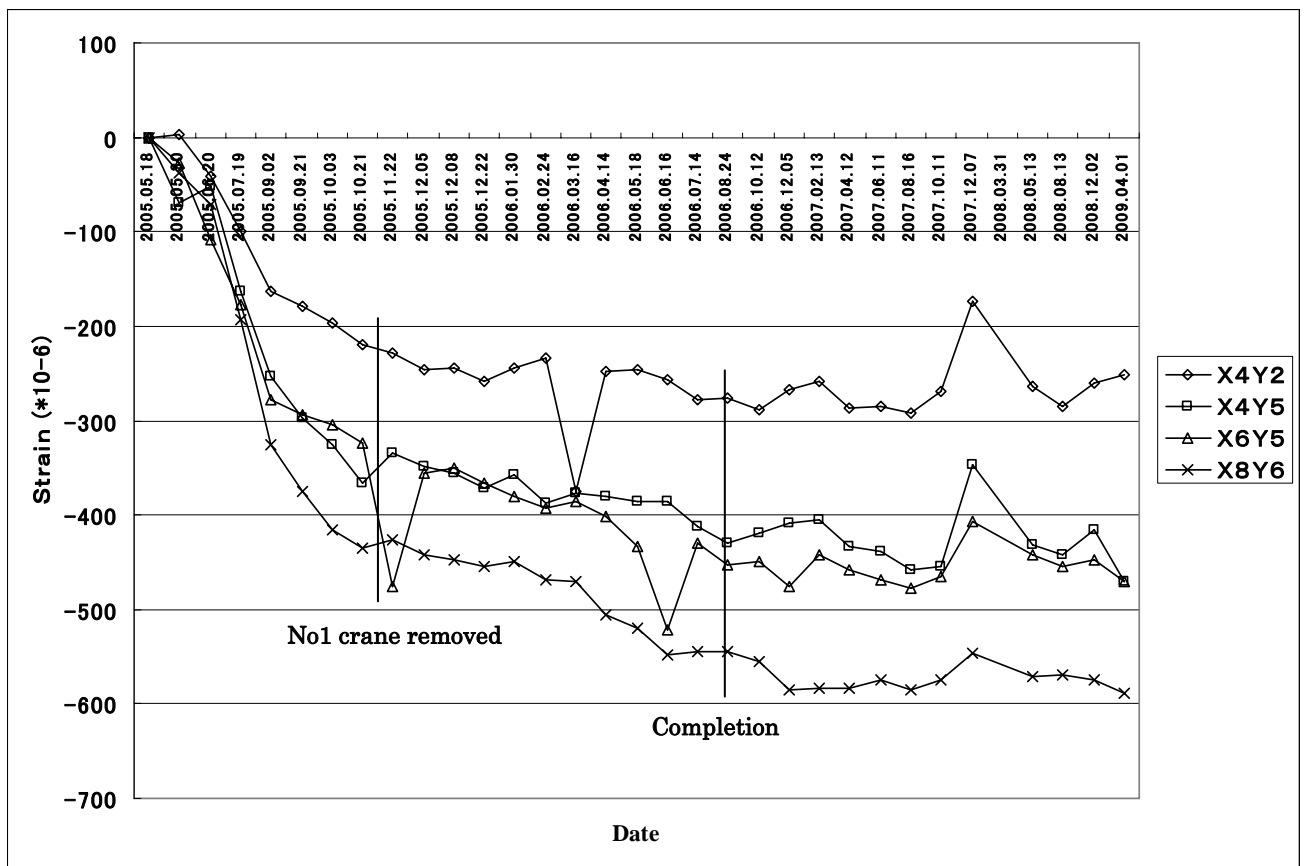


Fig. 3.6.10 Results of static strain measurements of the columns by strain gages

Fig.3.6.10 によると、X4Y2 や X6Y5 で一時的に不連続なひずみ変化が見られるが、全体的なひずみ変化の傾向は SOFO センサの場合と同様である。ビル竣工後も大きなひずみ変動を示している。

Fig.3.6.9 と Fig.3.6.10 から、ビル竣工後も鋼製柱に軸力変動が生じていることは明らかである。モニタリング対象の柱は CFT (Concrete filled steel tube) 構造であり、柱の内部はコンクリートで充填されているため、この部分も荷重を負担する。コンクリートは打設後に熱膨張、乾燥収縮、クリープなど複雑な挙動を示す。ビル竣工後、柱全体に作用している全荷重（鋼製柱と充填コンクリート部の合計）はほぼ一定と考えられるので充填コンクリート部には鋼製柱と逆方向の軸力変動が生じていると推定される。Fig.3.6.5 と Fig.3.6.9 から、竣工後は年単位で見ると、鋼製柱の軸力によるひずみは温度変化に対応して規則正しく変動している。これは、充填コンクリート部の軸力が温度変化に大きく依存するパラメータ（例えば熱膨張係数）に支配されていることを示唆している。これを実証するためには、充填コンクリート部の軸力変化も同時にモニタリングする必要がある。

以上のように、光ファイバ変位センサ（SOFO センサ）による超高層ビルの柱の軸力モニタリングを 2005 年 5 月から実施した結果、以下のことが明らかとなった。

- (1)SOFO センサにより、柱の軸力変化をモニタリングすることができる。
- (2)SOFO センサを設置してから 4 年以上経過しているが、センサの出力は安定しており、SOFO V システムの長期安定性を確認できた。
- (3)CFT 構造の柱では、建物の竣工後も鋼製柱部の軸力は変動する。コンクリートの熱膨張、乾燥収縮、クリープなどの影響で CFT 内部の軸力が変動しているためと考えられる。
- (4)CFT 構造の柱の軸力変動を評価するためには、鋼製柱部と CFT 内部の両方の軸力変化をモニタリングする必要がある。

### 3.6.4 SOFO Dynamic による動的計測

柱が振動するためには大きな励振力が必要と考えられ、強風下での計測を行うこととした。2006 年 3 月 17 日に最大瞬間風速 15m/s を記録したので、同日、動的計測を実施した。計測した柱は X6Y5 (Fig. 3.6.1 参照) で、建物の中央に近い柱である。計測の様子を Fig. 3.6.11 に示す。

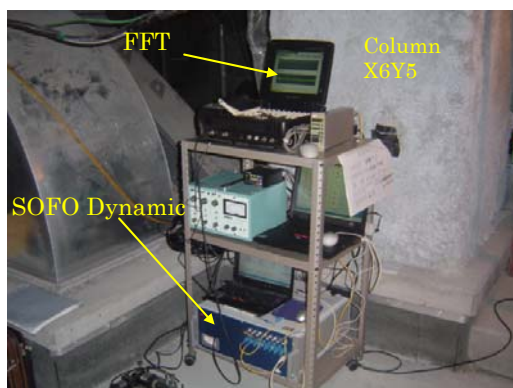


Fig. 3.6.11 Vibration measurement of column X6Y5

風速が最大となった 10 時 50 分から約 50 秒間の計測結果を Fig. 3.6.12 に示す。同時にひずみ式加速度センサによる計測結果も表示している。同図から SOFO センサは振幅  $1\mu\text{m}$  以下の微小な振動をとらえていることがわかる。

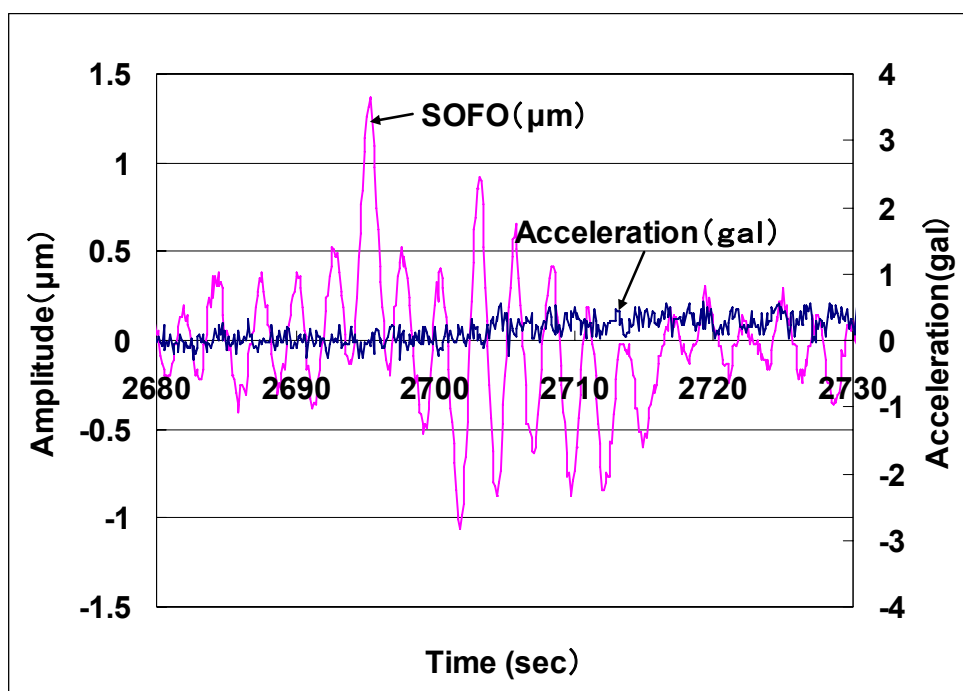


Fig. 3.6.12 Vibration of column X6Y5 in strong wind

この振動を周波数分析した結果を第 Fig. 3.6.13 に示す。ビルの 1 次曲げ固有振動数 : 0.38Hz が明確に現れている。一方、加速度センサでは加速度の値が小さく計測ができなかったため、ノイズのみの波形となった。なお、ひずみゲージにおいても同様に検知ができなかった。

さらに、2006 年 5 月 19 日に微風状態における計測を試みた。その結果を Fig.3.6.14 に示すが、固有振動数を明確にとらえることができた。微風による微小な励振力でも SOFO センサの高い分解能により振動を検知できることを示した。

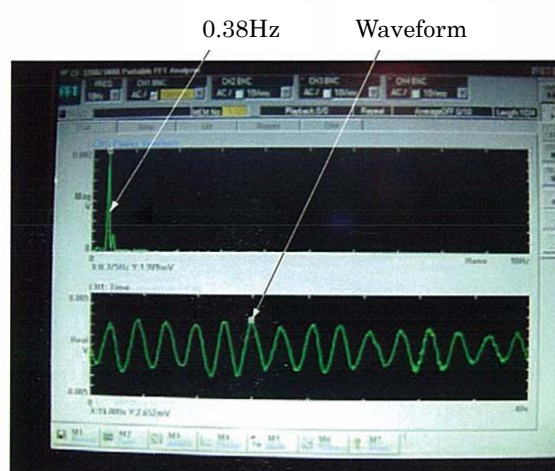


Fig. 3.6.13 Results of FFT analysis

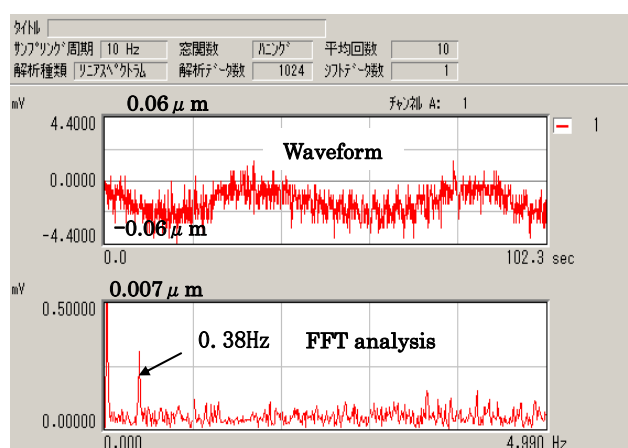


Fig. 3.6.14 Measurement results on a breezy wind day

柱の荷重分布変化と固有振動数変化を長期的にモニタリングすることにより、ビルの健全性を評価することができ、とくに大型地震や台風後の健全性評価に役立つものと考えている。

### 3.6.5 不整形超高層ビルへの応用

近年、不整形な建物形状をもつ超高層ビルが建設されるようになってきている。背景として構造解析技術の進歩が挙げられるが、解析モデルは荷重の設定など解析技術者によってバラツキがあることや、施工が段階的に行われる状況が考慮できないことなどにより、実建物とは異なる応力状態となっていると考えられる。これらの状況について実建物の状態を計測し、解析結果との差異を確認している事例はほとんどない。柱が傾斜しているような不整形超高層ビルでは、傾斜する柱のため推力が発生し、整形なビルと比べて実建物と解析の違いが大きくなると予想されることから、西澤らは名古屋市内の不整形超高層ビルに施工段階から SOFO センサを設置し、柱の軸力モニタリングなどを 2007 年 2 月から開始した<sup>(18)~(20)</sup>。

計測対象の不整形超高層ビル（地上 36 階，地下 3 階，高さ 170m）の外観イメージ図を Fig.3.6.15 に示す。また、建設中の状況を Fig. 3.6.16 に示す。スパイラル状の特異な構造である。



Fig. 3.6.15 An image of building after construction





Fig. 3.6.16 Building under construction

計測対象の柱は Fig.3.6.17 に示すように、楕円状に配置された 12 本の主要な垂直柱の内の 13 階の 4 本（C202, 204, 206, 210）と、最外周の斜め柱 2 本（C303, 313）である。いずれも前項で述べた CFT 柱である。

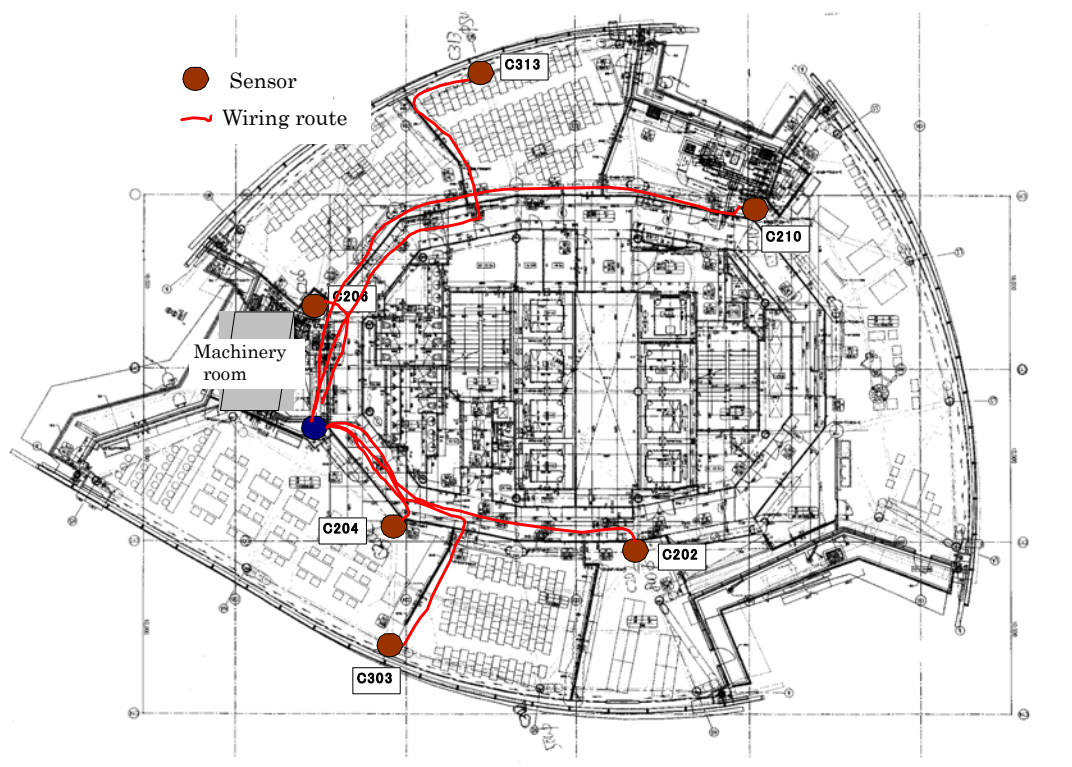


Fig. 3.6.17 Measured columns at 13<sup>th</sup> floor

CFT の特長は、コンクリートと鋼管の長所がうまく組み合わさっているということである。コンクリートは圧縮力には強いが、引張力には弱く、また、一定以上の圧縮力が加わると一気に弾けるように破壊してしまう。一方、鋼管は引張力には強いが、熱に弱く、また、圧縮方向の強い力が加わると座屈という現象を起こし、一気に折れ曲がってしまう。具体的には、充填コンクリートによって鋼管の座屈を防ぎ、また鋼管によってコンクリートの弾けるような破壊現象が起きないように拘束することで、あらゆる方向の力に対してバランスよく耐力を発揮するようになっている。地震などによる変形に極めて強く、一般的な火災であれば充填コンクリートが鋼管に加わった熱を奪うことで耐火性を発揮する。型枠を組んでコンクリートを打設する RC 工法に比べて環境負荷も低減できるため、近年、注目を浴びている。

センサは各柱位置とも鋼管のひずみ計測用と充填コンクリートのひずみ計測用の 2 本を設置している。

鋼管および充填コンクリート用センサの設置状況を、それぞれ Fig. 3.6.18 と Fig. 3.6.19 に示す。また、計測の様子を Fig. 3.6.20 に示す。

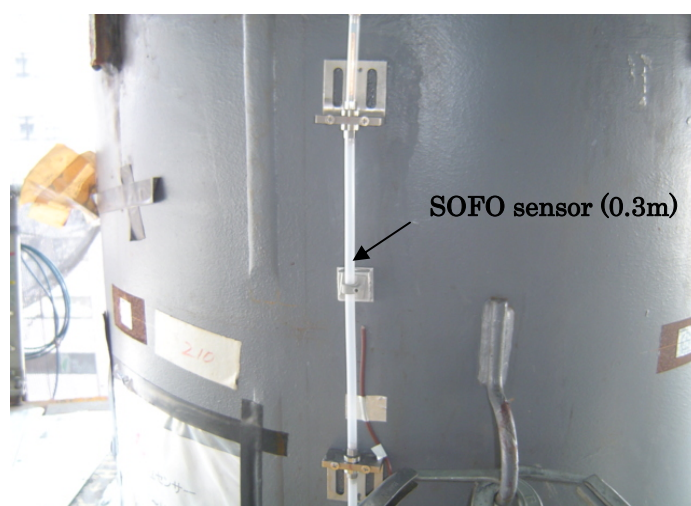


Fig. 3.6.18 SOFO sensor on the surface of steel column

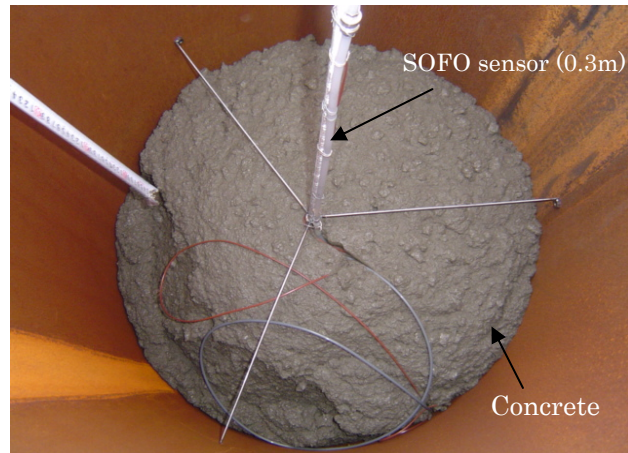


Fig. 3.6.19 SOFO sensor in the filled concrete

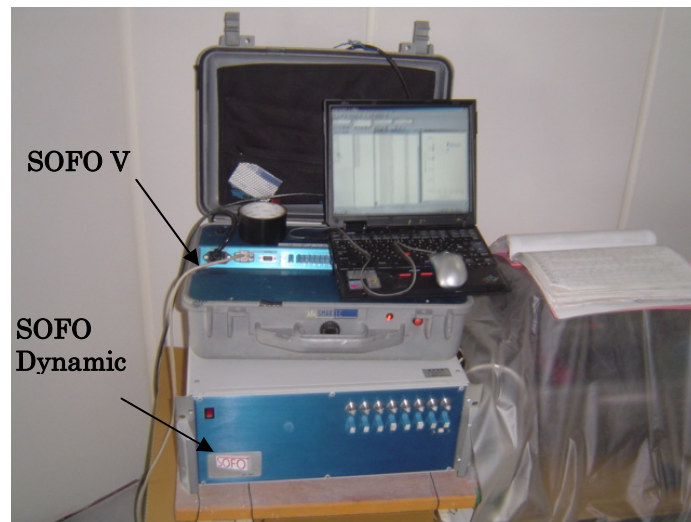


Fig. 3.6.20 Status of measurements by SOFO V and SOFO Dynamic

これまでに、SOFO Vにより、CFT 柱の鋼管部分と充填コンクリート部分のひずみには明確な違いがあることが確認されている<sup>(18)(19)</sup>。また、SOFO Dynamic により、ビルの固有振動数が明確にとらえられている<sup>(20)</sup>。ビルは 2008 年 2 月に既に竣工しているが、今後の長期モニタリングで、CFT 柱の荷重分担やビルの固有振動数がどのように変化していくかを確認する予定である。これらは世界でも初めての試みである。

### 3.7 結 言

マイケルソン干渉計方式の光ファイバ変位センサ（SOFO センサ）の概要について述べ、鋼管の熱膨張試験に適用して温度特性を確認した後、橋梁および建築構造物のポジティブヘルスモニタリングに適用した結果を報告した。これらの結果より SOFO システムの静的および動的性能を明らかにするとともにヘルスモニタリング用センサとして有効であることを確認した。

得られた知見は以下のとおりである。

- (1)鋼管の熱膨張計測を行い、SOFO センサの温度変化に対する高い応答性と計測精度を確認した。
- (2)橋桁側面に 6 本の SOFO センサを設置し、静的載荷試験を実施した。橋軸方向の変形計測結果から曲率解析法の適用により、十分な精度で静的たわみに変換できることを実証した。
- (3)橋桁下部に 2 本の SOFO センサを設置し、動的載荷試験を実施した。センサの特長である積分効果により走行車両の速度変化（20km/h～80km/h）に対応した動的変形を計測することができた。
- (4)SOFO センサは走行車両の 10%の重量変化にも応答することができた。
- (5)SOFO センサは走行車両の速度を検知できる可能性を示した。
- (6)SOFO センサは走行車両の重量検知（WIM : Weighing in motion）に応用できる可能性を示した。
- (7)SOFO センサで橋桁の固有振動数を検知することができ、橋桁の劣化をモニタリングできることを実証した。
- (8)SOFO センサを超高層ビルの柱の表面に設置し、ビル建設段階から軸力変化のモニタリングを行った結果、軸力変化を明確にとらえることができた。
- (9)SOFO センサを設置してから 3 年以上経過しているが、センサ出力は安定しており、SOFO V システムの長期安定性を確認できた。
- (10)CFT 構造の柱では、建物の竣工後も鋼製柱の軸力は変動する。コンクリートの熱膨張、乾燥収縮、クリープなどの影響で CFT 内部の軸力が変動しているためと考えられる。

(12)CFT 構造の柱の軸力変動を評価するためには、鋼製柱部と CFT 内部の両方の軸力変化をモニタリングする必要がある。

(13)SOFO Dynamic により柱の動的計測を行った結果、微風状態でビルの固有振動数を計測することができた。ただし、ひずみ式加速度センサやひずみゲージでは計測は不可能であり、SOFO Dynamic の卓越した分解能が実証された。

(14)SOFO センサを不整形な超高層ビルの主要な柱（CFT 柱）に適用した。世界で初めて、柱の鋼管部分と充填コンクリート部分の両方にセンサを設置し、長期モニタリングを実施している。鋼管部分と充填コンクリート部分の荷重分担の変化が明らかになりつつある。また、ビルの固有振動数も明確に捉えられた。

### 第3章の参考文献

- (1)山本 鎮男・編著,「ヘルスマニタリングー機械・プラント・建築・土木構造物・医療の健全性監視」, 共立出版 (1999)
- (2)Jean-Armand Calgaro, Roger Lacroix 著・日本構造物診断技術協会 監修・訳「橋の診断と補修」, 山海堂 (2002)
- (3)Fu-Kuo Chang 監修 “STRUCTURAL HEALTH MONITORING 2003 ”  
Proceedings of the 4<sup>th</sup> International Workshop on Structural Health Monitoring,  
Stanford University, Stanford, CA (2003)
- (4)B. Glisic, D. Inaudi, “FIBRE OPTIC METHODS FOR STRUCTURAL HEALTH MONITORING”, John Wiley & Sons, Ltd ( 2007)
- (5) D. Inaudi, S. Vurpillot, N. Casanova, “Bridge Monitoring by Interferometric Deformation Sensors” SPIE International Photonics China Symposium on: Laser Optoelectronics and Microphotonics: Fiber Optic Sensors 4-7, November 1996, Beijing, China
- (6) D. Inaudi, S. Vurpillot, N. Casanova and P. Kronenberg, “Structural monitoring by curvature analysis using interferometric fiber optic sensors” Smart Mater. Struct. 7 (1998) pp.199-208
- (7) D. Inaudi, N. Casanova, S. Vurpillot, “Bridge Deformation Monitoring with

- Fiber Optic Sensors” IABSE symposium, Structures of the future- The search for quality, Rio de Janeiro, Brazil, 25-27 august 1999
- (8) D. Inaudi, B. Glisic, “Combining Static and Dynamic deformation monitoring with long-gauge fiber optic sensors” , IABMAS 2004, International Association for Bridge Maintenance and Safety, October 19-22, Kyoto, Japan
- (9) D. Inaudi, et al, “Geo-structural Monitoring with Long-gage Interferometric sensors ” SPIE Conference on Nondestructive Evaluation and Health Monitoring of Aging Infrastructure, 2000, USA
- (10) B. Glisic, et al, “Monitoring of Building Columns during Construction, 5<sup>th</sup> Asia Pacific Structural Engineering & Construction Conference (APSEC), 2003, Malaysia, pp. 593-606
- (11) S. Vurpillot, G. Krueger, D. Benouaich, D. Clement and D. Inaudi, “Vertical Deflection of a Pre-Stressed Concrete Bridge Obtained Using Deformation Sensors and Inclinator Measurements ” ACI Structural Journal/ September-October 1998 pp.518–526
- (12)井上 なつみ, 河野 豊, 勝木 太, 魚本健人, 「光ファイバセンサのひび割れ幅検出精度確認試験方法に関する基礎研究」, 第 35 回土木学会関東支部技術研究発表会, V-044, 2008 年 2 月
- (13)森田 惇, 河野 豊, 勝木 太, 魚本 健人, 「光ファイバによる RC 梁試験体の構造性能モニタリングに関する基礎研究(1) ～曲げ試験による挙動モニタリング～」, 第 35 回土木学会関東支部技術研究発表会, V-046, 2008 年 2 月
- (14)伊藤 豊, 河野 豊, 勝木 太, 魚本 健人, 「光ファイバによる RC 梁試験体の構造性能モニタリングに関する基礎研究(2) ～打撃振動による固有振動数評価～」, 第 35 回土木学会関東支部技術研究発表会, V-045, 2008 年 2 月
- (15)河合 郁朗, 清水 明, 「光ファイバーを用いたコンクリート構造物のひずみ測定手法に関する検討 (その 1 光ファイバーによるひずみ測定の概要と基本特性の把握)」, 2003 年度日本建築学会大会 (東海) 学術講演梗概集 pp.1019–1020
- (16) 北島 幸一郎, 小柳 光生, 「光ファイバーを用いたコンクリート構造物のひず

- み測定手法に関する検討（その 2 RC 長期試験）」，2003 年度日本建築学会大会（東海）学術講演梗概集 pp.1021－1022
- (17)池内 敏浩，宮田 博嗣，「光ファイバーを用いたコンクリート構造物のひずみ測定手法に関する検討（その 3 PCCV 取付け試験）」，2003 年度日本建築学会大会（東海）学術講演梗概集 pp.1023－1024
- (18)西澤 崇雄，大野 富男，「不整形超高層ビルの柱歪モニタリング報告 計測の目的と概要」，2007 年度日本建築学会大会（九州）学術講演梗概集 pp.83－84
- (19)大野 富男，「名古屋駅周辺の超高層ビルの耐震システム」，(社)日本機械学会 東海支部，第 3 回座談会，安全、診断と防災システム資料集，pp.15-31，2007 年 11 月 9 日
- (20) 西澤 崇雄，大野 富男，飛田 潤，福和 伸夫，護 雅史，小島 宏章，「不整形超高層建物の建設時観測に基づく柱歪・振動特性変化に関する研究 その 1 柱歪モニタリングの概要」，2008 年度日本建築学会大会（中国）学術講演梗概集 pp.273－274





## 第4章 結 論

### 4.1 結 言

インフラストラクチャー(略称：インフラ)の重要性に鑑み、インフラを支える機械設備とインフラ構造物を対象としてヘルスマonitoringに関する研究を実施した。

ヘルスマonitoringは一般的にはインフラ完成後の健全性モニタリングと考えられている。現状のヘルスマonitoringについて考えると、インフラを支える機械設備の場合は構造解析（FEM）や流体解析技術（CFD）の目覚ましい発展により、コンピュータ上で最適設計や信頼性設計を行うことが可能となっている。しかし、解析は万能ではなく、重要な技術課題に対しては実験による確認が必要であるが、現実の開発期間の短縮やコスト削減のために開発や設計段階でのヘルスマonitoring（信頼性評価試験）は簡略化あるいは省略することが多い。また、インフラ構造物のヘルスマonitoringは、従来型センサの長期安定性の問題、土木分野の保守性や予算面の問題などのため、建設段階のヘルスマonitoringはほとんど実施されていない。Fig. 1.1.4（第1章 序論）で示したように、完成後に定期検査などで異常が発見されてから従来型のセンサで短期間のヘルスマonitoringが実施されているに過ぎず、非常にネガティブなヘルスマonitoringと言える。

著者が提案したポジティブヘルスマonitoringの概念を Fig. 4.1.1 に示す。

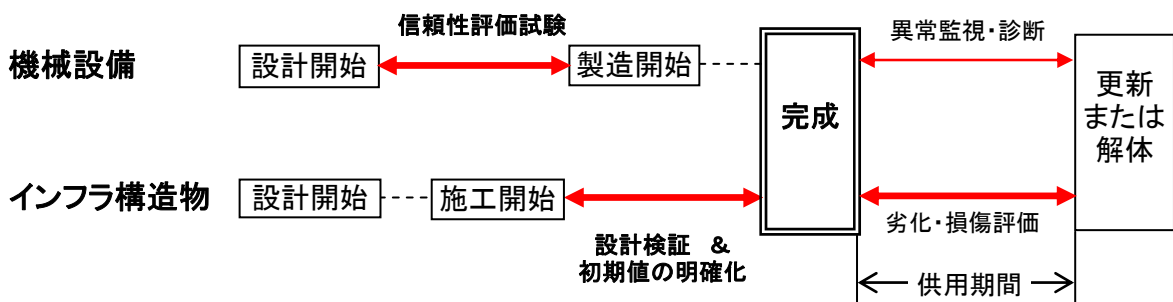


Fig. 4.1.1 Positive health monitoring for infrastructure

図に示すように、ポジティブヘルスマonitoringはインフラの完成前と完成後の2段階がある。機械設備の場合は、完成前の設計段階でのヘルスマonitoringは設計検証のための信頼性評価試験であり、この段階で信頼性は確立されるので、完成後のヘルスマonitoringは異常監視・診断が主体となる。インフラ構造物の場合は、それら

の公共性や予算などの問題で容易に更新できない事情もあって劣化や損傷を長期的にモニタリングしながら修理・補強など維持管理を行い、できるだけ長く供用することが望まれている。この場合、完成前、すなわち建設中のヘルスマニタリングは設計検証と完成後のヘルスマニタリング(劣化・損傷評価)の初期値の明確化のために不可欠である。

提案したポジティブヘルスマニタリングの有効性を確認するために、インフラを支える機械設備とインフラ構造物を対象として種々の解析と試験を実施した。

最初に、インフラを支える機械設備の中でもとくに過酷な環境で供用されるガスタービンに着目し、300 kW 級セラミックガスタービン (CGT) を対象としてポジティブヘルスマニタリングに関する研究を実施した。セラミックスを構造用部品として適用するためには、セラミックスが優れた高温強度を有する反面、強度のバラツキが大きく脆性破壊挙動を示すことから、従来の金属材料を対象とした設計基準とは異なるセラミック独自の設計基準、信頼性設計手法、信頼性評価技術を開発の上流段階で積極的にタービン部 (ハイブリッドロータ式タービンと高温静止部品) に適用した。その結果、世界で初めてハイブリッドロータ式タービンの開発に成功し、TIT : 1,350°C レベルで CGT の構造信頼性を実証するに到った。本研究で開発した設計技術、試験技術、評価技術はセラミックガスタービンだけではなく、金属あるいは複合材料製ガスタービンの開発にも応用できるものである。

次に、インフラ構造物の中でもとくに重要と考えている橋梁と建築構造物を対象として、ポジティブヘルスマニタリングに関する研究を実施した。インフラ構造物の場合は、まず、ヘルスマニタリングに適したセンサが必要であり、マイケルソン干渉計方式の光ファイバ変位センサの優れた特長に着目し、これを鋼管の熱膨張試験、橋梁や建築構造物を対象とした種々の試験に適用してその適用性を調べた。

その結果、マイケルソン干渉計方式の光ファイバ変位センサである SOFO センサが静的にも動的にも高い性能を有し、また、ポジティブヘルスマニタリング用のセンサとしての適用性 (長期安定性, 長寿命, コンクリートへの埋設性など) を有することを確認することができた。

インフラ構造物のヘルスマニタリング用センサとしての必要条件とそれに対する

各種センサの適用性の評価をまとめると Table 4.1.1 のようになる。これによると、マイケルソン干渉計方式の光ファイバ変位センサ（SOFO センサ）は現状では最も適用性があると考えられる。

Table 4.1.1 Necessary requirements as a sensor for civil structure

項目	必要条件 (インフラ構造物への適用)	SOFO	BOTDR	FBG	ひずみ ゲージ
分解能	2 $\mu$ m	○	×	○	—
計測精度	10 $\mu$ $\varepsilon$	○	○	○	○
ゲージ長	0.1m~10m	○	×	×	×
温度補償	センサ自身の温度補償	○	×	×	×
測定範囲	-0.5%~1.0%	○	○	○	○
使用温度	-50℃~100℃	○	○	×	×
長期安定性	10 年以上	○	○	×	×
寿命	10 年以上	○	○	×	×
埋設性	コンクリートへの埋設	○	○	×	×
動的計測	0~100Hz	○	×	○	○
耐環境性	電磁波, 防爆	○	○	○	×
〃	防水性	○	○	×	×
設置性	容易であること	○	×	×	×
自己診断性	WANT	×	×	×	○
冗長性	WANT	×	×	×	×
コスト	安価	×	×	×	○

○ : Good      × : No Good

本研究で得られた知見をまとめると以下のとおりである。

インフラを支える機械設備とインフラ構造物とでは、それらが果たすべき機能が大きく相違し、ポジティブヘルスモニタリングの内容は異なる。(Fig. 4.1.1 参照)

前者の場合は、設計段階のヘルスモニタリング（信頼性評価試験）に重点を置くことにより信頼性は確立されるので、稼動後のヘルスモニタリングはたとえば軸振動やケーシング振動などを対象として、これらの異常監視・診断に注力すれば良いと考える。

後者の場合は、マイケルソン干渉計方式の光ファイバ変位センサ（SOFO センサ）を建設段階に設置することにより、構造物がその一生を終えるまで長期ヘルスモニタリングを実施することができる。建設中のヘルスモニタリングは設計検証としての

役割と建設後の劣化・損傷評価の初期値を明確にするという重要な役割も担っている。

橋梁のヘルスマモニタリングについては、本研究でようやくセンサの適用性が確認された段階であり、実橋梁でのアプリケーションを積み重ねていくことが重要と考えている。

一方、建築構造物に関するヘルスマモニタリングは本研究により大きな成果が得られている。近年、環境と安全の両面で、構造物の長期にわたる劣化や地震による損傷など構造性能の変化を的確に把握する技術が求められている。そのような背景の下、名古屋駅前のモード学園（不整形超高層ビル）において、世界で初めて建設段階に CFT 柱の内部と外部にセンサを設置してモニタリングを継続している。これにより、建物の設計検証がなされているだけでなく、CFT 柱の複雑な挙動が明らかになりつつある。完成後の劣化・損傷については今後の長期モニタリングで明らかになっていくものと考えている。

最後に、インフラ構造物のポジティブヘルスマモニタリングの利点は、①費用の節約（劣化・損傷をタイムリーに検知）、②設計検証、③安全性の増加、④新たな知見の取得、の4点に集約されると考えている。

本研究で開発した設計技術、試験技術、評価技術などは新しい原理に基づくものではないが、既存技術を応用して実用化した点に工学的な意義があると考えている。

## 4.2 今後の課題

インフラを支える機械設備の代表例として本研究の対象とした CGT301 は数百時間オーダーの試験には成功したが、現時点では実用化には到っていない。金属製静止部品の非対称変形のためタービン翼端すきまを設計値まで小さくすることができず、熱効率は 35%程度にとどまり、目標性能：42%を達成することができなかった。実用化のためには、非対称変形による翼端部と金属部品（シュラウド）との接触問題を解決することが必須である。例えば、アブレーダブルシールをシュラウド側にコーティングして接触しても損傷が起きないようにする対策が考えられる。また、セラミック部品のコスト低減と、累積数千時間オーダーの長時間信頼性の実証試験が不可欠で

ある。そのためには、セラミック材料の耐衝撃性や疲労強度のさらなる改良も必要である。

前述のように、完成後のヘルスマonitoringは異常監視・診断が主体と考えているが、ターボ機械の場合は回転安定性に直結する翼振動や軸振動がその対象として重要である。2.2.6 項で述べたように、翼振動計測は重要な課題である。これまで、翼振動計測は主としてひずみゲージをセンサとして実施されてきた。しかし、高速／高温環境下ではひずみゲージが短時間で剥離するなどの問題があり十分な計測ができていなかったが、近年、高速データ処理技術の進歩により翼振動を非接触でモニタリングする技術が実用化されている。NSMS(Non-intrusive stress measurement system)と呼ばれるシステムである。これは、静止系のケーシング側から光ファイバプローブにより翼端部にレーザー光を投光し、反射光を同プローブで検出して、回転信号との時間差から翼振動を解析するものである。タービンのような高温環境でも作動し、全翼の振動を把握できるメリットがある。小型ターボチャージャのように超高速で回転し、しかも複雑な振動挙動（ミスチューン、翼／ディスク連成）を示す場合の計測にNSMS はとくに威力を発揮する<sup>(1)</sup>。NSMS は開発段階のみならず、稼動中も連続的にモニタリングできるので、今後、ターボ機械の翼振動モニタリングに不可欠なツールになって行くものと考ええる。

また、軸系の回転安定性（とくに軸振動）はターボ機械稼動中における重要な監視項目である。軸振動を渦電流型変位センサなどでモニタリングすることは一般的に実施されているが、軸振動に大きな影響を及ぼす軸受けの異常に関する直接的なモニタリングは一般的には実施されていない。軸受けにあらかじめ摩耗センサを埋め込み、摩耗の進行度をリアルタイムでモニタリングする技術が開発されており<sup>(2)</sup>、軸受のヘルスマonitoring用センサとして今後の実用化が期待される。

一方、インフラ構造物については、2007 年 8 月初めに米国ミネソタ州で架設後 40 年経過した古い鋼製アーチ橋が崩落するという大事故が起きた。構造物ヘルスマonitoringの重要性を全世界に知らしめた事故である。日本国内では戦後の復興期に建設された橋梁など多くの構造物が理論寿命を超えて供用される状況であり、これらの構造物の安全性に対する知見がますます重要になってきている。新設のコンクリート橋

の場合は、コンクリート桁の内部に SOFO センサを埋め込み、長期的に変形や固有振動数をヘルスマニタリングすることができる。しかし、新設の橋梁は少なくなってきたおり、現実的には老朽化した膨大な数の既設橋梁のヘルスマニタリングが重要である。たとえば、塩害で鉄筋が腐食するとコンクリート桁の剛性は大きく低下するので、SOFO Dynamic による固有振動数のモニタリングは有効と考えられる。既設橋梁への適用に際しては、モニタリングコスト削減のため、センサ数や配置の最適化の解析・試験も必要である。これらを踏まえて、近く、埼玉県内のコンクリート製鉄道橋で列車通過中に橋桁や橋脚の挙動を SOFO Dynamic で計測を行う予定である。この試験により、実橋梁での適用性を確認し、既設橋梁への適用を加速させて行きたい。

一方、建築構造物については前述のように既に大きな成果が得られているが、ヘルスマニタリングの定義（Fig. 1.1.2 参照）からすると、現状はセンシングして信号処理をしている段階であり、得られたデータをもとに当該建築構造物の設計者や研究者が設計検証や健全性の判定を行う必要がある。建築構造物の本格的なヘルスマニタリングはスタートしたばかりであり、今後、多くの計測事例を重ねてデータベースを構築することが重要である。その一環として、長周期地震動に対する高層建物の挙動と損傷を模擬した鋼構造試験体による損傷評価試験が近い将来に E-Defense（独立行政法人 防災科学技術研究所兵庫耐震工学研究センター）の超大型振動台で実施される予定である。SOFO センサの特長（とくに動的性能）により鋼構造物の地震動に対する損傷評価に関して新たな知見が得られるものと考えている。

#### 第4章の参考文献

- (1)宮下 和也,「可変ノズル式過給機ラジアルタービン翼振動に関する最近の動向」,ターボ機械第37巻第2号, pp.8-13 (2009年2月)
- (2)吉長 重樹,岩井 善郎,「オンライン摩耗センサの開発」,日本トライボロジー学会メンテナンストライボロジー研究会, 20周年記念シンポジウム (2007年2月)

## 本論文の基礎となる発表論文リスト

- (1) 三上 隆男, 佐々 正, 岡村 淳輔, 小幡 正一, 渡辺 健次, “Thermal Shock Testing of Corrosion Resistant Ceramic Model Parts”, ファインセラミックス次世代研究の歩み, ファインセラミックス技術研究組合, pp.191-209 (1988)
- (2) 三上 隆男, 佐々 正, 岡村 淳輔, 上遠野 紘一, “Thermal Shock Testing”, ファインセラミックス次世代研究開発の軌跡と成果, ファインセラミックス技術研究組合, pp.2089-2113 (1993)
- (3) K. Tagashira, J. Okamura, T. Mikami, M. Nishi, “Application of Ceramics to Gas Turbine Blades”, Proceedings of the 21<sup>st</sup> International Congress on Combustion Engines, G01, pp.1-14 (Interlaken, Switzerland, 1995)
- (4) 三上 隆男, 田中 眞也, 岡村 淳輔, 田頭 浩一郎, 西 正輝, 「ハイブリッドロータ式セラミックタービンの研究開発」, 日本ガスタービン学会誌, vol.24, No.93, pp.61-66 (1996)
- (5) Takao Mikami, Shinya Tanaka, Masashi Tatsuzawa, Takeshi Sakida, “Status of the Development of the CGT301, a 300 KW Class Ceramic Gas Turbine”, ASME 96-GT-252 (1996)
- (6) T. Mikami et al. “Development of Ceramic Turbine with Inserted Ceramic Blades”, BULLETIN OF GTSJ, p. 29 (1997)
- (7) T. Mikami, et al. “Application of Ceramics to the CGT301, a 300KW Class Ceramic Gas Turbine, CIMTEC 98, Florence, Italy
- (8) T. Mikami, S. Tanaka, K. Tagashira, S. Koga, “Application of Ceramics to the CGT301, a 300 KW Class Ceramic Gas Turbine”, Industrial Ceramics, Vol.19, No.3, pp.184-188 (1999)
- (9) Takao Mikami, Koichiro Tagashira and Masakazu Obata, “Fracture Strength of Ceramic Nozzle Blades Under Thermal Shock Conditions”, 10<sup>th</sup> International Conference on Fracture, ICF1008870R (Hawaii, 2001)

- (10) 田頭 浩一郎, 三上 隆男, 岡村 淳輔, 佐々 正, 小幡 正一, 「He ガ衝突急冷法によるセラミックスの熱衝撃実験」, 日本機械学会論文集, A 編, 67 巻 654 号, pp.300-307 (2001)
- (11) 田頭 浩一郎, 小幡 正一, 佐々 正, 三上 隆男, 「高速ガス衝突急冷により熱衝撃を受けるセラミックスの信頼性評価」, 日本機械学会論文集, A 編, 67 巻 660 号, pp.1339-1344 (2001)
- (12) Takao Mikami, Takao Nishizawa, “Structural Health Monitoring with Fiber Optic Sensors”, SEWC(Structural Engineers World Congress), T9-1-d-1, (Yokohama, Japan, 2002)
- (13) Takao Mikami, Takao Nishizawa, Mitsutaka Nagasaka, “High-rise Building Monitoring by Fiber Optic Sensors”, IABSE Symposium, A-0150, (Budapest, 2006)
- (14) 三上 隆男, 「ターボ機械の翼振動 (その 1 : 翼振動のメカニズム)」, IIC REVIEW, NO.33, pp.12-18 (2005-4)
- (15) 三上 隆男, 「ターボ機械の翼振動 (その 2 : 翼振動計測)」, IIC REVIEW, NO.34, pp.19-25 (2005-10)
- (16) 三上 隆男, 「ターボ機械の翼振動 (その 3 : 非接触翼振動計測システム)」, IIC REVIEW, NO.35, pp.22-27 (2006-4)
- (17) 三上 隆男, 「光ファイバ変位センサ (SOFO センサ) による構造物のヘルスマニタリング」, IHI 技報, Vol.47, No.4, pp. 179-191 (2007-12)
- (18) 三上 隆男, 西沢隆夫, 「光ファイバ変位センサによる高層ビルのヘルスマニタリング」, 日本機械学会論文集, C 編, 75 巻 750 号, (2009)



## 謝 辞

本論文を作成するにあたり、多大なご指導を賜った福井大学大学院工学研究科機械工学専攻の岩井 善郎教授に深く感謝の意を表します。

また、CGT301の開発で苦勞をともにした株式会社 IHI 技術開発本部の関係者各位に厚く感謝致します。

試験橋梁における SOFO センサ関連試験の実施に当たって、試験場所の提供など多くのご協力を頂いた（元）独立行政法人 土木研究所構造物研究グループ主任研究員の麓 興一郎氏に感謝の意を表します。

不整形超高層ビルの設計担当者である日建設計 構造設計室 主管 西澤 崇雄氏の御協力に感謝致します。

最後に、株式会社 IHI 検査計測の同僚、とくに、計測事業部長 白勢 康氏と研究開発センター長 中代 雅士氏の励ましにより本論文を完成させることができたことを記して心から感謝致します。

なお、本研究には、通商産業省（現経済産業省）工業技術院の次世代産業基盤技術開発制度に基づき、新エネルギー・産業技術総合開発機構よりファインセラミックス技術研究組合が昭和 56 年度より委託を受けた「ファインセラミックスの研究開発」（昭和 63 年度より「石炭ガス化用セラミックスタービンの要素技術開発」）および通商産業省工業技術院ニューサンシャイン計画の一環として、新エネルギー・産業技術総合開発機構より委託され昭和 63 年度～平成 10 年度に実施された「コージェネレーション用再生一軸式セラミックガスタービンの研究開発」の一環として行われたものを含んでおります。関係各位に感謝の意を表します。

2009 年 9 月

三上 隆男